

**DLR-IB-AT-KP-2021-110**

**Potenzialanalyse zum Einsatz  
keramischer Faserverbund-  
werkstoffe in Flugtriebwerken**

**Masterarbeit**

Patrick Wehrel



**DLR**

**Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt**

# Inhaltsverzeichnis

<b>Inhaltsverzeichnis.....</b>	<b>I</b>
<b>Symbole, Abkürzungen und Indizes.....</b>	<b>III</b>
Verzeichnis der verwendeten Symbole .....	III
Verzeichnis der verwendeten Abkürzungen und Indizes .....	VI
<b>1    Einleitung.....</b>	<b>1</b>
1.1    Ziel der Arbeit .....	2
<b>2    Keramische Faserverbundwerkstoffe.....</b>	<b>4</b>
2.1    Einordnung .....	4
2.2    Herstellung .....	6
2.3    Erhöhung der Bruchzähigkeit durch Faserverstärkung .....	11
2.4    Eigenschaften .....	15
<b>3    Stand der Forschung und Technik .....</b>	<b>19</b>
3.1    Diskussion potenzieller CMC-Einsatzgebiete in Triebwerken .....	20
3.2    CMC-Einsatz in Triebwerken .....	24
3.3    CMC-Komponenten in der Brennkammer .....	26
3.4    CMC-Komponenten in der Turbine .....	27
3.5    CMC-Komponenten der Schubdüse.....	29
<b>4    Triebwerksvorentwurf.....</b>	<b>32</b>
4.1    GTlab.....	32
4.2    Kenngrößen und Thermodynamik von Triebwerken .....	34
<b>5    Keramische Faserverbundwerkstoffe in Flugtriebwerken.....</b>	<b>44</b>
5.1    Diskussion der Auswirkungen von CMC auf Flugtriebwerke .....	44
5.2    Konkretisierung geeigneter CMC-Studien.....	48

<b>6</b>	<b>Thermodynamisches Potenzial von keramischen Faserverbundwerkstoffen in</b>	
	<b>Flugtriebwerken .....</b>	<b>51</b>
6.1	Triebwerksmodell und Randbedingungen.....	51
6.2	Modellierung der Komponentenwirkungsgrade.....	54
6.3	Kühlluftmodellierung .....	58
6.4	Retrofit eines zivilen Turbofans .....	65
6.5	Neuauslegung eines zivilen Turbofans.....	70
6.6	CMC-Einfluss auf den Turbinenwirkungsgrad .....	78
<b>7</b>	<b>Potenzial von keramischen Faserverbundwerkstoffen zur Gewichtsreduzierung von</b>	
	<b>Flugtriebwerken .....</b>	<b>83</b>
7.1	CMC-Gewichtsreduzierung bei unveränderter Performance .....	83
7.2	Modellierung der Stufenzahlen .....	86
7.3	CMC-Gewichtsreduzierung bei verbesserter Performance .....	90
<b>8</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick .....</b>	<b>96</b>
8.1	Zusammenfassung.....	96
8.2	Ausblick .....	98
	<b>Literaturverzeichnis.....</b>	<b>99</b>
	<b>Abbildungs- und Tabellenverzeichnis .....</b>	<b>108</b>
	Abbildungsverzeichnis .....	108
	Tabellenverzeichnis.....	112
	<b>Anhang .....</b>	<b>113</b>

# Symbole, Abkürzungen und Indizes

## Verzeichnis der verwendeten Symbole

Symbol	Einheit	Bedeutung
A	m <sup>2</sup>	Fläche
a	m·s <sup>-1</sup>	Schallgeschwindigkeit
BPR	-	Bypass Ratio
b	-	Kühlluftmodellparameter
c	m·s <sup>-1</sup>	Strömungsgeschwindigkeit
(C <sub>19,id</sub> /C <sub>9,id</sub> ) <sub>opt</sub>	-	optimales Verhältnis der Strahlgeschwindigkeiten des Neben- und Kernstroms
c <sub>p</sub>	J·kg <sup>-1</sup> ·K <sup>-1</sup>	spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck
D	m	Durchmesser
F <sub>N</sub>	N	(Netto-)Schub
F <sub>S</sub>	m·s <sup>-1</sup>	spezifischer Schub
FAR	-	Fuel to Air Ratio
FPR	-	Fan Pressure Ratio
H	m	Flughöhe
H <sub>u</sub>	J·kg <sup>-1</sup>	unterer Heizwert
HqT	-	HubToTip Ratio
h	J·kg <sup>-1</sup>	spezifische Enthalpie
Δh	J·kg <sup>-1</sup>	spezifische Enthalpieänderung
i	-	Übersetzungsverhältnis
KH	m	Kanalhöhe
Ma	-	Machzahl
Ma <sub>0</sub>	-	Flugmachzahl
m	kg	Masse, Triebwerksgewicht

## *Symbole, Abkürzungen und Indizes*

$\Delta m$	-	Gewichtsänderung
$\dot{m}$	$\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	Massenstrom
$\dot{m}_{\text{red}}$	$\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	reduzierter Massenstrom
$\dot{m}_{\text{rel,KL}}$	-	relative Kühlluftentnahme des Sekundärluftsystems
$n$	$\text{s}^{-1}$	Drehzahl
$n_{\text{St}}$	-	Stufenzahl
OPR	-	Overall Pressure Ratio
$P$	W	Leistung
$P_{\text{N}}$	W	Nutzleistung
$P_{\text{F}}$	W	Schubleistung
$p$	Pa	Druck
$\Delta p$	Pa	Druckverlust
$\dot{Q}$	W	Wärmestrom
$r$	m	Radius
$s$	-	Kühlluftmodellparameter
$s$	$\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$	spezifische Entropie
SFC	$\text{g}\cdot\text{kN}^{-1}\cdot\text{s}^{-1}$	specific Fuel Consumption
$\Delta\text{SFC}$	-	SFC-Änderung
$T$	K	Temperatur
$T_{\text{B}}$	K	maximal ertragbare Schaufeltemperatur
$T_{\text{Grenz}}$	K	Werkstoffgrenztemperatur
$\Delta T_{\text{ISA}}$	K	Temperaturabweichung von der ICAO-Standardatmosphäre
$u$	$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	Umfangsgeschwindigkeit
$u_{\text{Tip}}$	$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	Blattspitzengeschwindigkeit (engl.: Rotor Tip Speed)
$v$	$\text{m}^{-3}\text{ kg}$	spezifisches Volumen
$\varepsilon$	-	Dehnung
$\eta$	-	Wirkungsgrad
$\eta_{\text{BK}}$	-	Brennkammerwirkungsgrad
$\eta_{\text{Core}}$	-	Kernwirkungsgrad

## *Symbole, Abkürzungen und Indizes*

$\eta_{\text{ges}}$	-	Gesamtwirkungsgrad
$\eta_{\text{p}}$	-	Vortriebswirkungsgrad
$\eta_{\text{Trans}}$	-	Transmissionswirkungsgrad
$\eta_{\text{th}}$	-	thermischer Wirkungsgrad
$\eta_{\text{pol}}^{\text{Größe}}$	-	Größeneinfluss auf polytropen Wirkungsgrad
$\Delta\eta_{\text{pol}}^{\text{KL}}$	-	Kühlluftwirkungsgraddefizit
$\Delta\eta_{\text{pol}}^{\text{CMC}}$	-	CMC-Wirkungsgraddefizit
$\lambda$	-	Parameter in der Wirkungsgradmodellierung
$\Pi$	-	Druckverhältnis
$\pi$	-	Kreiszahl
$\rho$	$\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	Dichte
$\sigma$	$\text{N}\cdot\text{m}^{-2}$	Spannung
$\tau$	$\text{N}\cdot\text{m}^{-2}$	Schubspannung
$\varphi$	-	Lieferzahl
$\bar{\varphi}$	-	mittlere Lieferzahl
$\psi$	-	Druckziffer
$\bar{\psi}$	-	mittlere Druckziffer
$ \square $	-	Betrag
$\Delta$	-	Differenz, Inkrement
$\int\square$	-	Integral
$\Sigma\square$	-	Summe

## **Verzeichnis der verwendeten Abkürzungen und Indizes**

<b>Abkürzung</b>	<b>Bedeutung</b>
ADVENT	Adaptive Versatile Engine Technology
Al	Aluminium
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Aluminiumoxid
B	Bor
B	Schaufel
BPR	Bypass Ratio (dt.: Nebenstromverhältnis)
C	Kohlenstoff
C/C	kohlenstoffverstärkter Kohlenstoff
C/C-SiC	kohlenstoffverstärkter Kohlenstoff mit SiC-Anteilen
C/SiC	kohlenstoffverstärktes Siliziumcarbid
CFK	Kohlenstoff- bzw. Carbonfaserverstärkter Kunststoff
CLEEN	Continuous Lower Energy, Emissions, and Noise
CMAS	Calcium-, Magnesium-, Aluminium- und Siliziumoxid
CMC	Ceramic Matrix Composites (dt.: Keramische Faserverbundwerkstoffe)
CO <sub>2</sub>	Kohlenstoffdioxid
CVD	Chemical Vapor Deposition
CVI	Chemical Vapor Infiltration
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EBC	Environmental Barrier Coating
EPD	Electrophoretic Deposition
ERA	Environmentally Responsible Aviation
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Fuel to Air Ratio (dt.: Brennstoff/Luft-Verhältnis)
FPR	Fan Pressure Ratio (dt.: Fandruckverhältnis)
G-CVI	Gradienten-CVI-Verfahren
GTlab	Gas Turbine Laboratory
GRC	NASA Glenn Research Center
HPC	Hochdruckverdichter
HPT	Hochdruckturbine
HqT	HubToTip Ratio (dt.: Nabenverhältnis)
I-CVI	isotherme-isobare-CVI-Verfahren

ICAO	International Civil Aviation Organization
LPI	Liquid Polymer Infiltration
LPT	Niederdruckturbine
LSI	Liquid Silicon Infiltration
Mg	Magnesium
MTO	Maximum Take-Off
N	Stickstoff
NASA	National Aeronautics and Space Administration
Ni-Basis	Nickelbasis-Superlegierung
NO-CMC	nichtoxidische CMC
NO <sub>x</sub>	Stickoxide
O	Sauerstoff
O-CMC	oxidische CMC
OPR	Overall Pressure Ratio (dt.: Gesamtdruckverhältnis)
O <sub>x</sub> /O <sub>x</sub>	oxidfaserverstärkte Keramik mit Oxidmatrix
PERFECT	Preliminary Design and Evaluation of Future Engine Concepts
PIP	Polymer Infiltration and Pyrolysis Process
SFC bzw. TSFC	(thrust-)specific Fuel Consumption (dt.: (schub-)spezifischer Brennstoffverbrauch)
Si	Silizium
SiC	Siliziumcarbid
SiC/SiC	SiC-faserverstärktes Siliziumcarbid
T4	Temperatur im Hochdruckturbineneintritt (vor Leitrad)
T41	Temperatur im Hochdruckturbineneintritt (nach Leitrad)
TBC	Thermal Barrier Coating
TET	Turbine Entry Temperature (analoge Bezeichnung für T4)
Ti	Titan
TiAl	Titanaluminid
Ti-MMC	Titanium-Metal-Matrix-Composites (dt.: Titan-Metallmatrix-Verbundwerkstoffe)
TO-EoF	Take-Off End of Field
UEET	Ultra Efficient Engine Technology
WIC	Weak Interface Composites
WMC	Weak Matrix Composites



<b>Index</b>	<b>Bedeutung</b>
0-9	charakteristische Bezugsebenen eines Triebwerks, vgl. Anhang A
12-19	charakteristische Bezugsebenen eines Triebwerks, vgl. Anhang A
A	Austritt
ab	abgeführt
ax	axial
B	Brennstoff
BK	Brennkammer
Booster	Booster
Byp	Bypass, Nebenstrom
CMC	CMC-Annahme, CMC-Einsatz
Core	Kern, Kernstrom
E	Eintritt
F	Faser
F	Vortrieb (alternativ: P)
Fan	Fan
fm	flächengemittelt
G	Gasströmung
Grenz	Werkstoffgrenze
g	gesamt
HPC	Hochdruckverdichter
HPS	Hochdruckwelle
HPT	Hochdruckturbine
Hub	Gehäuse
ISA	ICAO-Standardatmosphäre
id	ideal, bei vollständiger Düsenexpansion
KL	Kühlluft
L	Luft
LPS	Niederdruckwelle
LPT	Niederdruckturbine
M	Matrix
mech	mechanisch
min	minimal, Minimum
N	Netto
N	Nutz

## *Symbole, Abkürzungen und Indizes*

o	optimal
P	Vortrieb (alternativ: F)
pol	polytrop
red	reduziert
rel	relativ
ref	Referenz
S	spezifisch
St	Stufe
s	isentrop
T	Turbine
Tip	Gehäuse
Trans	Transmission
t	total, Totalgröße
th	thermisch
u	unterer
V	Verdichter
Z	Zapf
zu	zugeführt
zul	zulässig

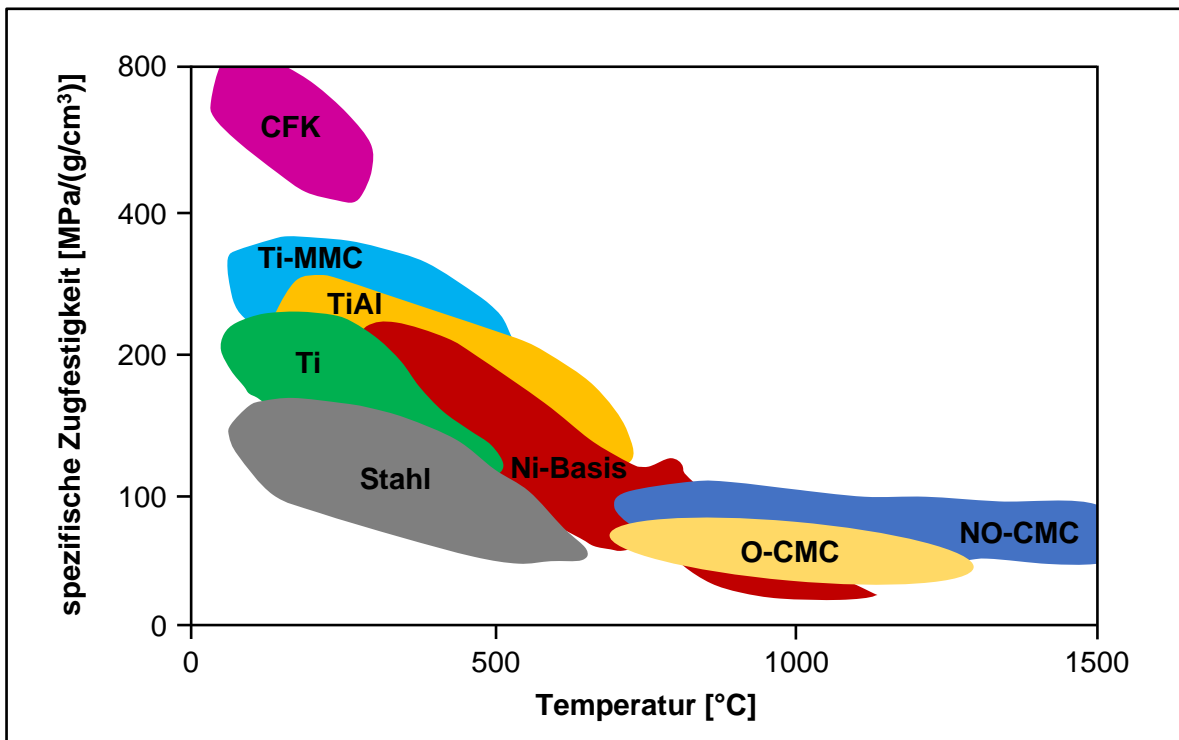
# 1 Einleitung

Die Auswirkungen des Klimawandels auf die Erde sind heutzutage deutlich erkennbar: schmelzende Polkappen, ansteigende Meeresspiegel und langanhaltende Dürreperioden sind nur einige von vielen schwerwiegenden Folgen der globalen Erderwärmung. Um den Klimawandel noch zu stoppen, besteht ein dringender Handlungsbedarf. So gilt es unter anderem die Emission von Treibhausgasen signifikant zu reduzieren und die Energieerzeugung klimaneutraler zu gestalten.

Nach neusten Studien beträgt der Anteil des globalen Luftverkehrs zwischen 1940 und 2018 an der gesamten menschengemachten Erderwärmung 3,5 % [Lee21]. In Anbetracht des fortschreitenden Klimawandels ist daher der Einsatz von effizienteren und emissionsärmeren Flugtriebwerken unerlässlich. Auch die EU-Kommission erkennt bereits die Notwendigkeit zur Schadstoffreduktion des Luftfahrtsektors und legt infolgedessen Emissionsziele im Rahmen des *Flightpath 2050* fest [EU11]. Relativ zum Jahr 2000 fordern diese Ziele bis 2050 eine Verringerung der CO<sub>2</sub>-Emission um 75 % und der Stickoxid-Emission um 90% pro Passagierkilometer. Zusätzlich ist eine Senkung des Flugzeuglärms um 65 % anzustreben. Da die geforderten Grenzwerte nur durch umweltschonende Flugtriebwerke erfüllt werden können, müssen innovative Lösungen und neue Konzepte erarbeitet werden.

Gerade die Einhaltung des CO<sub>2</sub>-Emissionsziels erfordert effiziente Triebwerke mit einem niedrigen Treibstoffverbrauch. Eine vielversprechende Technologie zur Steigerung der Triebwerkseffizienz sind keramische Faserverbundwerkstoffe (engl.: Ceramic Matrix Composites, kurz: CMC). In der Triebwerksentwicklung gewinnen CMC aufgrund ihrer besonderen Werkstoffeigenschaften zunehmend an Bedeutung. Wie für technische Keramiken typisch, weisen auch CMC eine geringe Dichte, eine hohe Temperaturbeständigkeit und chemische Resistenz sowie eine große Härte- und Verschleißfestigkeit auf [Rös19], [Tel07]. Darüber hinaus besitzen CMC durch die Faserverstärkung eine deutlich höhere Bruchzähigkeit als unverstärkte Keramiken, deren konstruktiver Einsatz oftmals durch eine große Sprödigkeit limitiert wird. Insgesamt vereinen CMC somit die Vorzüge von technischen Keramiken mit einem schadenstoleranteren Werkstoffverhalten.

Aufgrund der zuvor geschilderten Eigenschaften bieten faserverstärkte Keramiken im Auslegungsprozess von Triebwerken aussichtsreiche Gestaltungsmöglichkeiten. Große Potenziale bestehen unter anderem in einer hohen Temperaturbeständigkeit sowie in einer Gewichtseinsparung. Zur Reduktion des Kühlluftbedarfs sind insbesondere Triebwerkskomponenten im Heißgastteil für den CMC-Einsatz prädestiniert, da keramische Faserverbundwerkstoffe wesentlich höhere Temperaturen als die bisher genutzten Nickelbasis-Superlegierungen ertragen können, vgl. **Abb. 1.1**.



**Abb. 1.1:** Einordnung verschiedener Werkstoffklassen in Abhängigkeit der Temperatur und der spezifischen Zugfestigkeit [Hei15]

## 1.1 Ziel der Arbeit

Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, das Potenzial von keramischen Faserverbundwerkstoffen in Flugtriebwerken zu untersuchen. Im Rahmen des Triebwerkvorentwurfs sind dabei grundlegende Studien mit geeigneten Modellierungsansätzen durchzuführen, um erste Potenziale und Trends, aber auch etwaige Problematiken zu identifizieren.

Eingangs gilt es die wesentlichen Eigenschaften von faserverstärkten Keramiken zu recherchieren, um das notwendige Grundlagenwissen zur Potenzialanalyse zusammenzutragen. Zentrale Aspekte sind im Zuge dessen die CMC-Herstellung, die Auswirkung der Faserverstärkung auf das Werkstoffverhalten und die Ermittlung relevanter Werkstoffdaten. Darüber hinaus sind potenzielle Einsatzgebiete von CMC in Flugtriebwerken zu lokalisieren. Nach erfolgter Recherche sollen anschließend die Auswirkungen von keramischen Faserverbundwerkstoffen auf Triebwerke diskutiert werden. Basierend auf der Diskussion gilt es zudem geeignete Studien zu konkretisieren, die im weiteren Verlauf der Arbeit durchgeführt werden sollen. Dabei ist insbesondere das Potenzial zur Gewichtsreduzierung sowie das thermodynamische Potenzial von faserverstärkten Keramiken zu fokussieren.

## 1 Einleitung

Im Rahmen dieser Arbeit wird zur Potenzialanalyse ein bestehendes Leistungssynthesemodell eines modernen zivilen Turbofans verwendet, das zur Durchführung der herausgearbeiteten CMC-Studien entsprechend zu erweitern ist. Das zu nutzende Triebwerksmodell wurde mithilfe des Vorentwurfswerkzeugs *GTlab* erstellt und wird vom Institut für Antriebstechnik des DLR zur Verfügung gestellt.

## 2 Keramische Faserverbundwerkstoffe

Aufgrund ihrer Werkstoffeigenschaften stellen keramische Faserverbundwerkstoffe eine einzigartige Werkstoffklasse dar, die im Rahmen dieses Kapitels präsentiert wird. Eingangs erfolgt in Kap. 2.1 die Einordnung der wichtigsten CMC-Werkstoffe innerhalb des breiten Spektrums der Keramiken. Daraufhin wird in Kap. 2.2 die Herstellung und in Kap. 2.3 die erhöhte Bruchzähigkeit von faserverstärkten Keramiken thematisiert. Abschließend werden in Kap. 2.4 die wesentlichen Eigenschaften von CMC vor dem Hintergrund eines potenziellen Triebwerkeinsatzes dargestellt.

### 2.1 Einordnung

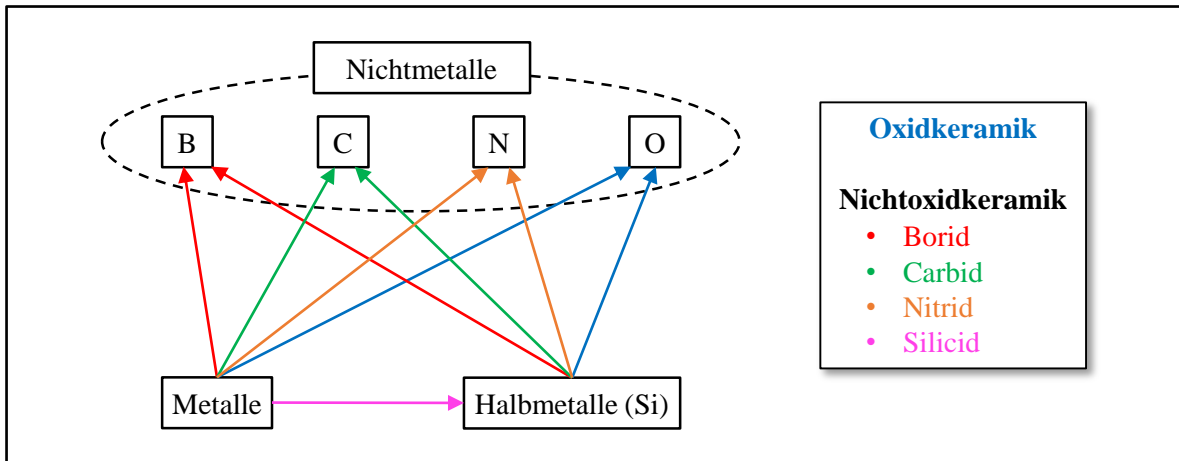
Da keramische Faserverbundwerkstoffe in technischen Anwendungen eingesetzt werden, zählen diese zu den *Technischen Keramiken* und können in dieser Kategorie als *Hochleistungskeramik* klassifiziert werden [Tel07]. Oftmals werden diese Begriffe jedoch gleichbedeutend verwendet [Voi17].

Keramische Werkstoffe sind dadurch definiert, dass sie anorganisch, nichtmetallisch, weitgehend wasserbeständig und mindestens zu 30 % kristallin sind [Tel07]. Die geforderte Kristallinität grenzt Keramiken für den technischen Einsatz von keramischen Gläsern und anorganischen Bindemitteln, wie z.B. Zement oder Gips, ab.

**Abb. 2.1** bietet einen Überblick über die Elemente, aus denen keramische Werkstoffe aufgebaut sind [Hor19]. Keramiken entstehen durch die chemische Verbindung von Metallen, wie z.B. Aluminium (Al) oder Magnesium (Mg), mit nichtmetallischen Elementen oder Halbmetallen. Geeignete Nichtmetalle zur Keramikbildung sind die Elemente Bor (B), Kohlenstoff (C), Stickstoff (N) und Sauerstoff (O). Anstelle von Metallen können des Weiteren auch direkt Halbmetalle verwendet werden, die dann eine Verbindung mit den zuvor geschilderten Nichtmetallen eingehen. Eines der wichtigsten Halbmetalle zur Keramikbildung ist Silizium (Si).

Falls eine Kombination mit Sauerstoff gemäß Abb. 2.1 vorliegt, so wird die entsprechende Keramik als *oxidisch* klassifiziert. Oxidkeramiken sind hochschmelzend und weisen keine oder vernachlässigbar kleine Anteile von Silicaten<sup>1</sup> auf [Bri14]. Kennzeichnend für diese Keramiken ist der dominierende Anteil an Ionenbindungen.

Tritt kein Sauerstoff in der chemischen Zusammensetzung nach Abb. 2.1 auf, so entsteht eine *nichtoxidische* Keramik. Nichtoxidkeramiken sind ebenfalls hochschmelzend und überwiegend durch kovalente Bindungen geprägt [Bri14]. Je nach Verbindungstyp wird innerhalb der Nichtoxidkeramiken zwischen Boriden (Verb. mit B), Carbiden (Verb. mit C), Nitriden (Verb. mit N) und Siliciden (Metall + Silizium) unterschieden.



**Abb. 2.1:** Einteilung von Keramiken nach der chemischen Zusammensetzung angelehnt an [Hor19]

Keramische Faserverbundwerkstoffe können ebenfalls auf Basis des Matrixwerkstoffs anhand des zuvor geschilderten Schemas kategorisiert werden. Die wichtigsten faserverstärkten Keramiken im Bereich der Triebwerksentwicklung sind [Koc03], [Koc17]:

- C/SiC kohlenstoffverstärktes Siliziumcarbid
- C/C-SiC kohlenstoffverstärkter Kohlenstoff mit SiC-Anteilen
- SiC/SiC SiC-faserverstärktes Siliziumcarbid
- Ox/Ox oxidfaserverstärkte Keramik mit Oxidmatrix (z.B.  $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{Al}_2\text{O}_3$ )

Die CMC-Kennzeichnung erfolgt dabei gemäß der folgenden Konvention: *Fasertyp/Matrixtyp*. Oftmals wird aber auch die Schreibweise *Herstellungsverfahren-Fasertyp/Matrixtyp* genutzt. SiC ist ein Carbid und die bedeutendste Keramik im Bereich der nichtoxidischen CMC (kurz: NO-CMC). Innerhalb der oxidischen CMC (kurz: O-CMC) sind Aluminiumoxid ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ) und Mullit<sup>2</sup> die relevantesten Werkstoffe [Gör03], [Koc17].

<sup>1</sup> Silicat: Verbindung mit Silizium und Sauerstoff

<sup>2</sup> Mullit: Mischkristall aus Aluminiumoxid und Siliziumdioxid

## 2.2 Herstellung

Im Folgenden werden die verschiedenen Verfahren zur Herstellung von CMC-Bauteilen thematisiert. Da der Herstellungsprozess einen maßgeblichen Einfluss auf das mechanische Verhalten der CMC besitzt, ist dieser von essenzieller Bedeutung für die späteren Werkstoffeigenschaften.



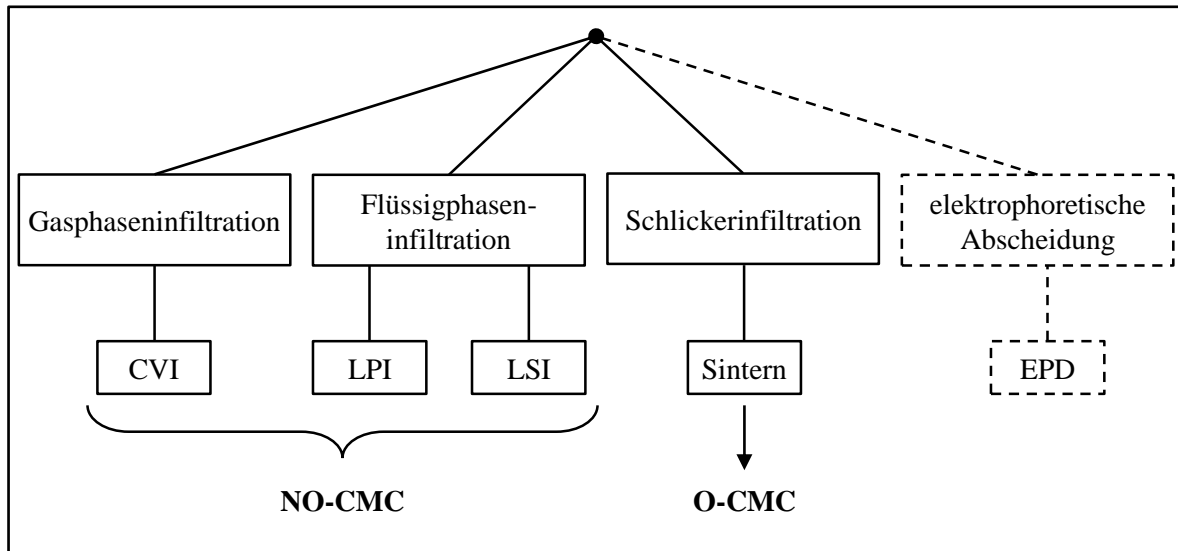
**Abb. 2.2:** Darstellung einer CMC-Raketendüse: a) Preform, b) fertiges Bauteil, c) Einsatz [Koc17]

Die CMC-Herstellung lässt sich im Wesentlichen in drei Schritte gliedern [Leu03]: Zunächst erfolgt die Anordnung und Fixierung der Fasern zur endkonturnahen Bauteilgeometrie, was auch als *Preforming* bezeichnet wird. Zur Erzeugung der sogenannten *Preform* werden verschiedenste textiltechnische Verfahren genutzt, die häufig auch zur Herstellung von faserverstärkten Kunststoffen eingesetzt werden. Als repräsentatives Beispiel wird in **Abb. 2.2a** die Erzeugung einer Raketendüsen-Preform durch Wickeltechnik dargestellt. Für detailliertere Erläuterungen zu den Textilverfahren wird an dieser Stelle auf die Quellen [Cla03], [Gri08] und [Sch07] verwiesen.

Im zweiten Schritt wird die Preform mit dem keramischen Matrixmaterial infiltriert. Die einzelnen CMC-Herstellungsverfahren werden dabei anhand der angewandten Prozessroute zur Matrixinfiltration gegliedert, vgl. **Abb. 2.3**. Zur Erzeugung von NO-CMC kann eine *Gasphaseninfiltration* oder eine *Flüssigphaseninfiltration* genutzt werden, wohingegen O-CMC generell durch *Schlickerinfiltration* und anschließendem Sintern hergestellt werden. Eine weitere Prozessroute stellt die *elektrophoretische Abscheidung* dar, die jedoch derzeit noch nicht im industriellen Maßstab eingesetzt wird.

Abschließend wird das CMC-Bauteil nachbearbeitet, insofern dies erforderlich ist. Im Zuge dessen kann das Bauteil beispielsweise spanend bearbeitet oder beschichtet werden. Exemplarisch wird in **Abb. 2.2b** die finale Bauteilstruktur der zuvor geschilderten Raketendüsen-Preform präsentiert. **Abb. 2.2c** zeigt die Raketendüse im Einsatz.





**Abb. 2.3:** Gliederung der CMC-Herstellungsverfahren auf Basis von [Boc01], [Hei15], [Koc17]

### Chemical Vapor Infiltration (CVI)

Das CVI-Verfahren basiert auf der chemischen Gasphasenabscheidung, die bereits in der Beschichtungstechnik häufig in Form des CVD-Verfahrens (Chemical Vapor Deposition) genutzt wird [Sch04]. Bei der CVD-Beschichtung wird durch eine chemische Reaktion eine dünne Feststoffschicht auf der heißen Oberfläche eines zu beschichtenden Körpers (Substrat) aus einem Reaktionsgas abgeschieden. Wird nicht nur eine Oberfläche, sondern ein gesamtes poröses Substrat bzw. eine Preform beschichtet, so wird der Prozess als chemische Gasphaseninfiltration (CVI) bezeichnet.

Grundlegend wird zwischen zwei verschiedenen CVI-Varianten differenziert [Koc03], [Leu03]: Das *isotherme-isobare-CVI-Verfahren* (kurz: I-CVI) beruht auf der freien Diffusion von Gasmolekülen bei homogenen Druck- und Temperaturverhältnissen. Infolgedessen resultiert eine niedrige Abscheiderate und somit eine lange Prozesszeit, die jedoch ggf. durch hohe Stückzahlen kompensiert werden kann.

Im Gegensatz zum I-CVI wird beim *Gradienten-CVI-Verfahren* (kurz: G-CVI) ein Druckgradient erzeugt, was zu einem erzwungenen Massenstrom durch die Preform führt. Demzufolge entstehen höhere Abscheideraten und kürzere Prozesszeiten. Generell eignet sich das G-CVI jedoch nur für einfache Bauteilformen, wohingegen mit dem flexibleren I-CVI auch komplexe Geometrien infiltriert werden können.

Die wesentlichen Vorteile des CVI-Verfahrens sind die hohe Matrixreinheit sowie die relativ geringen, faserschonenden Prozesstemperaturen von 1100 bis 1200 °C [Koc03], [Hei15]. Darüber hinaus können mittels CVI im Allgemeinen die höchsten Festigkeitskennwerte für CMC erzeugt werden.

### Liquid Polymer Infiltration (LPI)

Das LPI-Verfahren zählt zur Gruppe der Flüssigphaseninfiltration und wird häufig auch als PIP-Verfahren (Polymer Infiltration and Pyrolysis Process) bezeichnet [Koc03], [Sch03]. Bei dieser Technik wird die Preform zunächst mit kohlenstoffhaltigen und/oder siliziumhaltigen Polymeren infiltriert. Anschließend erfolgt die Keramisierung der Polymere im Rahmen eines Hochtemperaturprozesses bei Temperaturen zwischen 1100 und 1600 °C, der sogenannten *Pyrolyse*. Um ein Verbrennen der Fasern zu vermeiden, wird der Prozess zudem unter Luftausschluss durchgeführt. Da aus der Keramisierung eine Dichteerhöhung und somit ein Volumenschwund folgt, ist die Matrix nach Prozessabschluss durch eine hohe Porosität gekennzeichnet. Zur Reduktion der Porosität wird das LPI-Verfahren in mehreren Zyklen wiederholt. Gleichzeitig ist eine Verbesserung der mechanischen Eigenschaften mit steigender Zykluszahl bzw. sinkender Porosität zu verzeichnen [Mot08].

Der Hauptvorteil des LPI-Verfahrens besteht darin, dass der Matrixaufbau zielgerichtet durch die Polymerwahl an den jeweiligen Anwendungsfall angepasst werden kann [Hei15]. Darüber hinaus können zur Herstellung der Polymer-Preform bekannte Techniken aus dem Bereich der faserverstärkten Kunststoffe genutzt werden. Als nachteilig sind die relativ hohen Kosten für die polymeren Ausgangsprodukte zu werten. Außerdem entstehen infolge der benötigten Zyklen lange Prozesszeiten, insbesondere für große und komplexe Bauteile.

### Liquid Silicon Infiltration (LSI)

Ein weiterer Repräsentant der Flüssigphaseninfiltration ist das LSI-Verfahren, das grundlegend in drei Teilprozesse gegliedert werden kann [Hei03]: Zunächst wird ein *CFK-Vorkörper* aus kohlenstoffhaltigen Polymeren erzeugt, wozu verschiedene Verfahren zur Herstellung kohlenfaserverstärkter Kunststoffe (CFK) eingesetzt werden können.

Im zweiten Schritt wird die Polymermatrix mittels *Pyrolyse* in eine Kohlenstoffmatrix umgewandelt, woraus insgesamt eine C/C-Struktur resultiert. Da die Pyrolyse durch eine Massen- bzw. Volumenreduktion geprägt ist, entsteht im Zuge dessen ein Mikrorisssystem in der Matrix.

Abschließend wird das Mikrorisssystem des C/C-Körpers bei Temperaturen von ca. 1650 °C und unter Vakuum mit flüssigem Silizium infiltriert, was als *Silizierung* bezeichnet wird. Infolgedessen reagiert der Kohlenstoff in der Matrix mit dem infiltrierten Silizium zu Siliziumcarbid, wobei nur ein geringer Rest an freiem Silizium verbleibt. Weil die Tragfunktion des entstehenden CMC-Werkstoffs maßgeblich durch den C/C-Anteil bestimmt wird, wird dieser auch mit C/C-SiC gekennzeichnet [Koc03].

Im Vergleich zu den bisher präsentierten CMC-Herstellungsverfahren, zeichnet sich die LSI-Technik besonders durch kurze Fertigungszeiten aus, da jeder Prozessschritt nur einmal durchlaufen werden muss [Koc03], [Hei03]. Zusätzlich weist die Matrix eine geringe Porosität auf und kann infolge einer variablen Prozessführung gezielt an die jeweiligen Anforderungen angepasst werden. Ein weiterer

wesentlicher Vorteil des LSI-Verfahrens ist die Möglichkeit zur sogenannten *in situ Fügetechnik*. Dabei werden einzelne Bauteilkomponenten zunächst im C/C-Zustand, ggf. unter Zuhilfenahme einer speziellen Fügepaste, zur Gesamtgeometrie angeordnet und anschließend gemeinsam siliziert. Insgesamt können somit auch komplexe CMC-Bauteile via LSI-Verfahren hergestellt werden. In [Hei03] und [Kre99] wird zudem gezeigt, dass die Fügung keine Schwachstelle im Bauteil darstellt. Die Nachteile des LSI-Prozesses bestehen zum einen in der vergleichsweise hohen Prozesstemperatur [Koc03], zum anderen kann eine möglichst genaue Siliziumdosierung zu Schwierigkeiten führen.

### **Sintern**

Zur Herstellung von oxidischen CMC wird zunächst ein sogenannter *Grünkörper* durch Schlickerinfiltration einer oxidischen Faser-Preform erzeugt [Gör03], [Koc17], [Pot17]. Dazu wird das Fasergerüst mit einem keramischen *Schlicker* getränkt, der aus einem Lösungsmittel (meist Wasser), oxidischen Keramikpulver und Additiven besteht. Anschließend wird das imprägnierte Fasergerüst verpresst und getrocknet.

Nach der Erzeugung des Grünkörpers wird dieser *gesintert*, wodurch eine oxidische Matrix um die Fasern entsteht. Die Schlickeradditive ermöglichen dabei niedrige Sintertemperaturen unterhalb von 1350 °C, um eine Schädigung der Fasern zu vermeiden.

Insgesamt stellt die geschilderte Technik ein kostengünstiges CMC-Herstellungsverfahren dar [Gör03]. Da der Sinterprozess jedoch mit einem großen Volumenschwund verbunden ist, kann eine relativ hohe Matrixporosität entstehen [Rae13].

### **Electrophoretic Deposition (EPD)**

Das EPD-Verfahren beruht auf der elektrophoretischen Abscheidung und wird zur Erzeugung von Grünkörpern eingesetzt, die anschließend in einem Hochtemperaturprozess weiterverarbeitet werden können [Boc01]. Im Zuge des EPD-Prozesses wird eingangs eine Suspension aus Keramikpartikeln und einer Flüssigkeit erzeugt, in die ein Fasergerüst und eine Elektrode getaucht werden. Danach wird eine Gleichspannung zwischen den beiden Komponenten angelegt und die Keramikpartikel werden auf dem Fasergerüst abgeschieden, insofern dies elektrisch leitend ist.

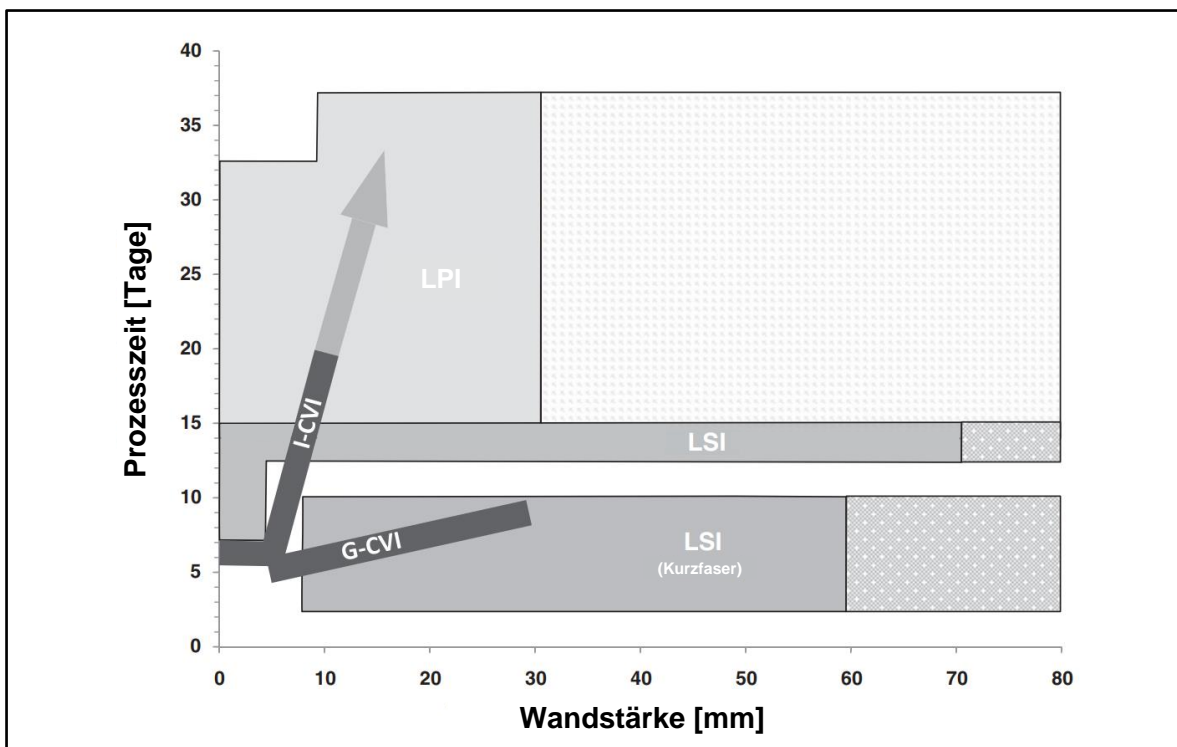
Im Gegensatz zu den bisher präsentierten CMC-Herstellungsverfahren wird die EPD-Technik nicht im industriellen Maßstab eingesetzt, weshalb die zugehörige Prozessroute in Abb. 2.3 nur als Strichlinie dargestellt wird. Generell besitzt das EPD-Verfahren jedoch das Potenzial, sich als einfache und kostengünstige Methode zur Matrixinfiltration zu etablieren [Boc01].

## Gegenüberstellung

Abschließend werden erneut die Herstellungsverfahren nichtoxidischer CMC (vgl. Abb. 2.3) fokussiert und in **Abb. 2.4** gegenübergestellt. Im Vergleich zu den Fertigungszeiten von metallischen Bauteilen sind die CMC-Fertigungszeiten deutlich länger. So kann die Herstellung eines CMCBauteils, je nach Verfahren, mehrere Tage oder gar Wochen betragen. Dies begründet sich hauptsächlich in einer zeitintensiven, diffusionsgesteuerten Matrixerzeugung und den damit verbundenen langen Ofenbelegzeiten sowie den notwendigen Aufheiz- und Abkühlzyklen der Öfen [Kre03a].

Da im Zuge des LSI-Verfahrens jeder Teilprozessschritt nur einmal durchlaufen werden muss, kann die LSI-Technik, insbesondere bei hohen Wandstärken, als die wirtschaftlichste Herstellungsmethode gewertet werden. Im Gegensatz dazu ist das LPI-Verfahren infolge der nötigen Iterationszyklen durch relativ lange Fertigungszeiten geprägt. Bei der CVI-Technik können sich die Fertigungszeiten, je nach gewählter Prozessvariante, bedeutend unterscheiden.

Um die Vorteile verschiedener CMC-Herstellungsverfahren auszunutzen und die zugrundeliegenden Fertigungszeiten zu reduzieren, können des Weiteren auch verschiedene Verfahren kombiniert werden [Sch03]. So kann beispielsweise ein poröser Vorkörper im LPI-Prozess erzeugt werden, der anschließend via CVI- oder LSI-Technik nachverdichtet wird.



**Abb. 2.4:** Typische Prozesszeiten für 2D faserverstärkte C/SiC Platten (300 x 300 mm) [Hei15]

## 2.3 Erhöhung der Bruchzähigkeit durch Faserverstärkung

Wie im Rahmen von Kap. 1 bereits geschildert wurde, sind Keramiken ohne Faserverstärkung, die im Folgenden auch als *monolithische Keramik* bezeichnet werden, durch eine geringe Bruchzähigkeit und ein sprödes Werkstoffverhalten gekennzeichnet. Diese Aspekte limitieren den Einsatz von monolithischer Keramik stark unter mechanischer und/oder thermischer Belastung. Faserverstärkte Keramiken weisen im Vergleich zur monolithischen Keramik eine wesentlich höhere Bruchzähigkeit auf, woraus ein schadenstoleranteres Werkstoffverhalten resultiert. Somit bieten CMC eine vielversprechende Möglichkeit, um keramische Werkstoffe auch unter thermo-mechanischer Belastung zuverlässig einsetzen zu können. Die zugrundeliegenden Mechanismen, die zur Erhöhung der Bruchzähigkeit von CMC führen, werden im weiteren Verlauf dieses Kapitels erläutert.

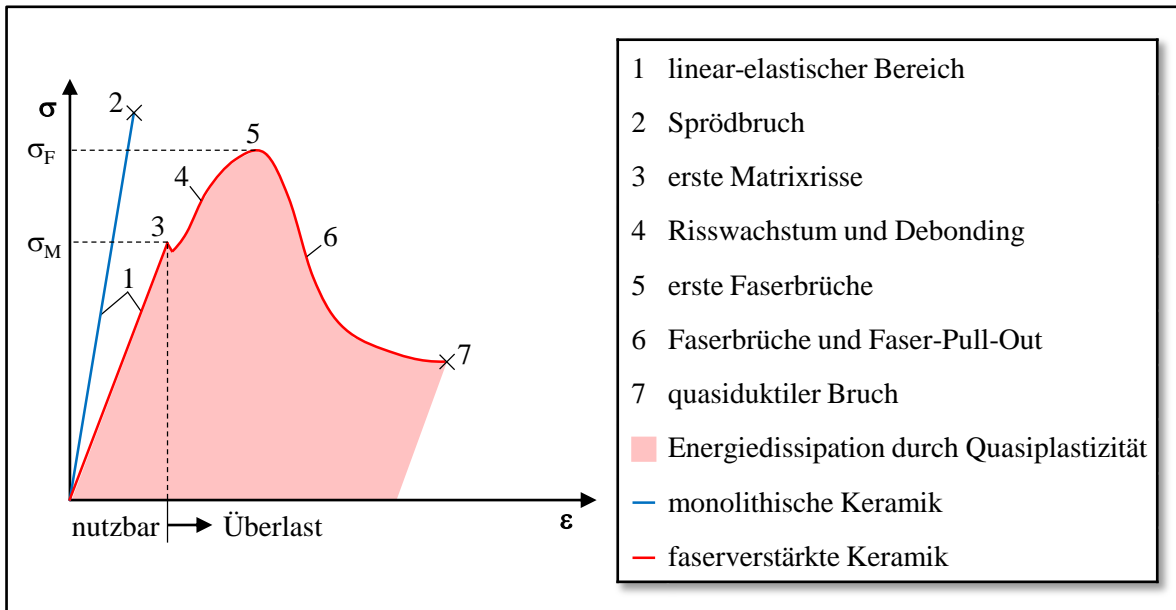
Grundlegend wird die mechanische Festigkeit von Keramiken durch die Größe und Verteilung von *Anrissen* bzw. rissartigen *Defekten* innerhalb des Werkstoffs bestimmt [Rös19]. Diese Defekte begründen sich dabei unter anderem in herstellungsbedingten Fehlern, wie z.B. Poren, weshalb die Festigkeit einer Keramik maßgeblich vom Herstellungsverfahren abhängt. Im Vergleich zu anderen Werkstoffen besitzen Keramiken jedoch eine hohe Festigkeit, insbesondere unter Druckbelastung, sowie eine große elastische Steifigkeit.

Prägend für die Bruchzähigkeit einer Keramik ist die chemische Bindung (kovalent und/oder ionisch), die im Allgemeinen keine plastische Verformung des Werkstoffs zulässt [Rös19]. Infolgedessen können Anrisse in der Keramik nicht entlastet werden und bei einem Rissfortschritt wird aufgrund der mangelnden Plastizität wenig Energie dissipiert. Dies führt insgesamt zu einer geringen Bruchzähigkeit und einem rissempfindlichen Werkstoffverhalten.

Zusammenfassend sind monolithische Keramiken somit durch einen steilen linearen Anstieg im Spannungs-Dehnungs-Diagramm mit anschließendem Sprödbbruch ohne plastische Verformung gekennzeichnet, vgl. **Abb. 2.5**.

Im Gegensatz zu monolithischen Keramiken weisen CMC aufgrund der Faserverstärkung einen größeren Risswiderstand auf, was zu einer Erschwerung des Risswachstums innerhalb des Werkstoffs führt [Rös19]. Demzufolge wird bei einem Rissfortschritt mehr Energie dissipiert und somit die Bruchzähigkeit erhöht.

Im Spannungs-Dehnungs-Diagramm (vgl. Abb. 2.5) führen die geschilderten Aspekte zu einem quasiplastischen Bereich vor dem Versagen, welcher dem plastischen Bereich von Metallen ähnelt [Coh17]. Die Fläche unter der Kurve repräsentiert dabei die Energiedissipation aufgrund der Quasiplastizität. Folglich ist daher ein quasiduktiler Bruch anstelle eines Sprödbruchs zu verzeichnen.



**Abb. 2.5:** Schematisches Spannungs-Dehnungs-Diagramm einer monolithischen Keramik und einer faserverstärkten Keramik auf Basis von [Coh17], [Rös19], [Sch03], [Sin99]

Nachfolgend werden die für CMC charakteristischen Bereiche im Spannungs-Dehnungs-Diagramm fokussiert, vgl. Abb. 2.5. Ziel dabei ist es, die Mechanismen, die zur Erhöhung des Risswiderstands von CMC führen, detaillierter zu erläutern:

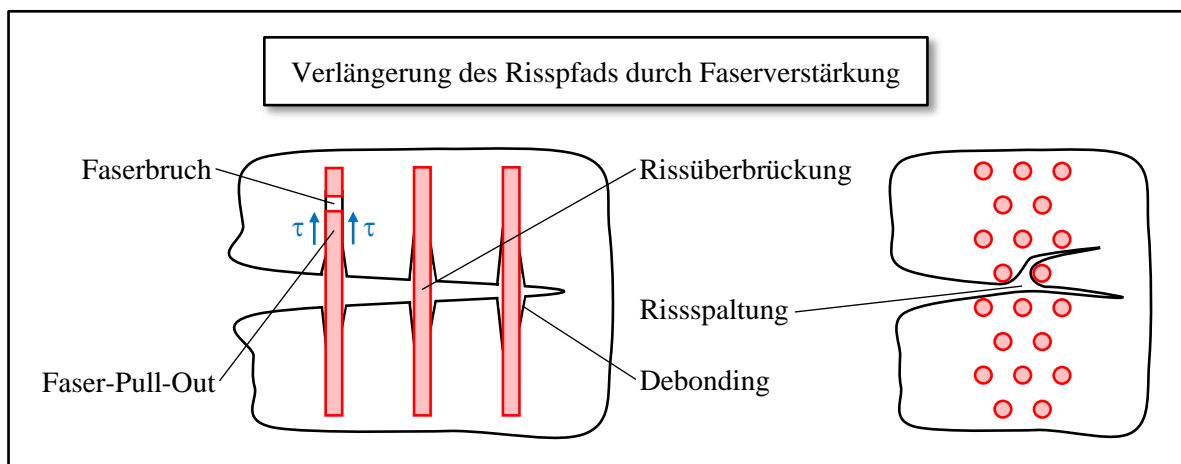
### Linear-elastischer Bereich

Der linear-elastische Bereich stellt den konstruktiv nutzbaren Bereich von faserverstärkten Keramiken dar [Sch03]. Wird die Matrixspannung  $\sigma_M$  überschritten, so beginnt der Risswachstum innerhalb der Matrix und der Werkstoffverbund wird überlastet. Da diese Grenzüberschreitung jedoch nicht mit einem kompletten Versagen, so wie bei einer monolithischen Keramik, verbunden ist, kann die Bruchspannung der Matrix als zulässige Maximalspannung zur Auslegung von CMC-Bauteilen genutzt werden [Rös19]. Demzufolge werden faserverstärkte Keramiken im Vergleich zu monolithischen Keramiken auch als *schadenstoleranter* bezeichnet.

### Debonding

Bei faserverstärkten Werkstoffen mit spröder Matrix, wie z.B. CMC, ist die Bruchdehnung der Matrix in der Regel kleiner als die der Faser, weshalb der Matrixbruch vor dem Faserbruch eintritt [Rös19]. Der Zweck der Faserverstärkung ist daher eine Erhöhung der Bruchzähigkeit, um die Sprödigkeit des Matrixwerkstoffs zu kompensieren. Es wird keine Festigkeitssteigerung angestrebt, so wie beispielsweise bei faserverstärkten Kunststoffen, bei denen der Faserbruch vor dem Matrixbruch eintritt.

Der wesentliche Mechanismus, der zur Steigerung des Risswiderstands bei CMC führt, ist die *Verlängerung des Risspfads* [Rös19]. Ziel dabei ist es, den Rissfortschritt so umzuleiten, dass sich die Rissoberfläche bezogen auf den zurückgelegten Risspfad vergrößert, vgl. **Abb. 2.6**. Infolgedessen ist der Werkstoff in der Lage mehr Energie zu dissipieren, was insgesamt zu einer erhöhten Bruchzähigkeit führt. Bei CMC wird der Risspfad durch den Einsatz von Fasern verlängert bzw. umgelenkt. Die Voraussetzung dafür ist, dass die Fasern bei der Rissankunft nicht spröde brechen. Um dies zu gewährleisten, wird an der Grenzfläche zwischen Faser und Matrix eine *schwache Faser-Matrix-Haftung* erzeugt, sodass die Grenzfläche anstelle der Faser versagt. Demzufolge tritt ein lokales Ablösen zwischen Faser und Matrix ein, was auch als *Debonding* bezeichnet wird [Sin99]. Ein Matrixriss kann sich somit um eine Faser ausbreiten, ohne dass diese bricht. Nachdem die Rissfront die Faser passiert hat, ist es für den Risswiderstand bzw. die Bruchzähigkeit von essenzieller Bedeutung, dass eine *Rissüberbrückung* durch die Faser stattfindet. Diese ist so weiterhin an der Lastenübertragung beteiligt und eine weitere Rissöffnung wird erschwert [Rös19]. Ein zusätzlicher Mechanismus, der während des Debonding zu einer Verlängerung des Risspfads und ergo zu einer Steigerung der Bruchzähigkeit führt, ist die *Risspaltung* an einer Faser [Hei15].



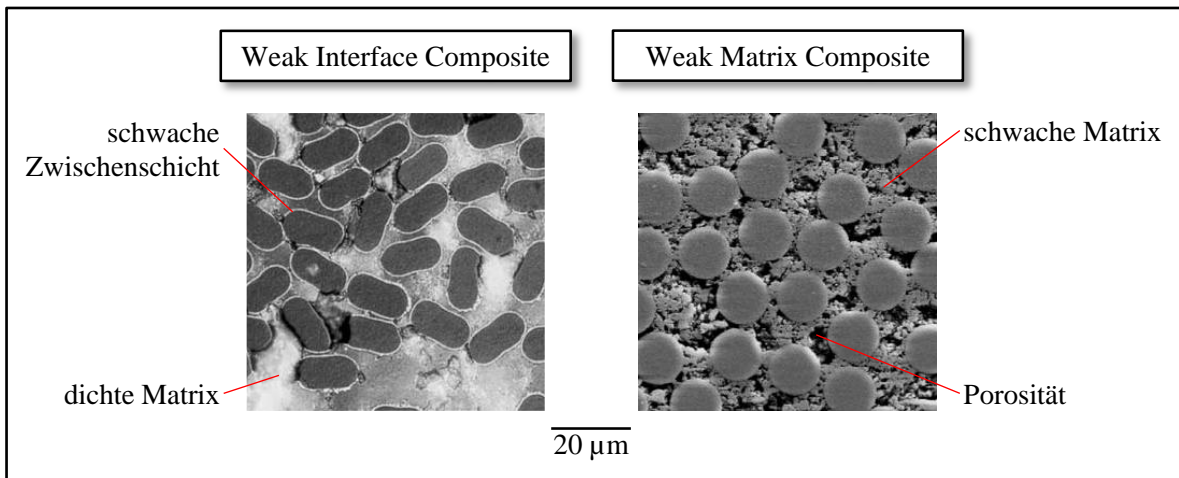
**Abb. 2.6:** Schematische Darstellung des Risswachstums in einer faserverstärkten Keramik

Hinsichtlich der schwachen Faser-Matrix-Haftung gilt es folgende Aspekte zu berücksichtigen [Rös19]: Einerseits darf die Grenzfläche keine zu hohe Festigkeit besitzen, da ansonsten bei der Rissankunft ein Faserbruch auftreten würde. Demnach ist eine chemische Verbindung zwischen Faser und Matrix in der Regel ungeeignet. Andererseits muss eine ausreichende Festigkeit in der Grenzfläche bestehen, um eine Lastübertragung auf die Fasern und eine Energiedissipation beim späteren Faser-Pull-Out zu gewährleisten.

Grundlegend wird zwischen zwei Konzepten zur Erzeugung einer schwachen Faser-Matrix-Haftung differenziert [Koc17], [Rös19], [Sch03]: Bei *Weak Interface Composites* (kurz: WIC) weisen Fasern

und Matrix üblicherweise Steifigkeiten derselben Größenordnung auf. Um ein Debonding ohne Faserbruch zu ermöglichen, wird eine *schwache Zwischenschicht* zwischen den Komponenten erzeugt, vgl. **Abb. 2.7**. Dazu werden die Fasern im Allgemeinen mit haftungsmindernden Graphitschichten mit Dicken im Bereich von 0,1 bis 1  $\mu\text{m}$  beschichtet. Ein typisches WIC ist SiC/SiC.

Im Gegensatz zu WIC sind *Weak Matrix Composites* (kurz: WMC) durch eine *schwache Matrix* gekennzeichnet, deren Steifigkeit deutlich geringer als die der Fasern ist, vgl. Abb. 2.7. Somit sind die Anforderungen an die Grenzfläche per se erfüllt, da ein Matrixriss generell nicht zu einem Faserbruch führen kann. Die geringe Matrixsteifigkeit begründete sich dabei im Wesentlichen in einer hohen Porosität, wie es z.B. bei vielen O-CMC der Fall ist.



**Abb. 2.7:** Darstellung eines WIC (links) und eines WMC (rechts) [Sch08]

### Faserbruch

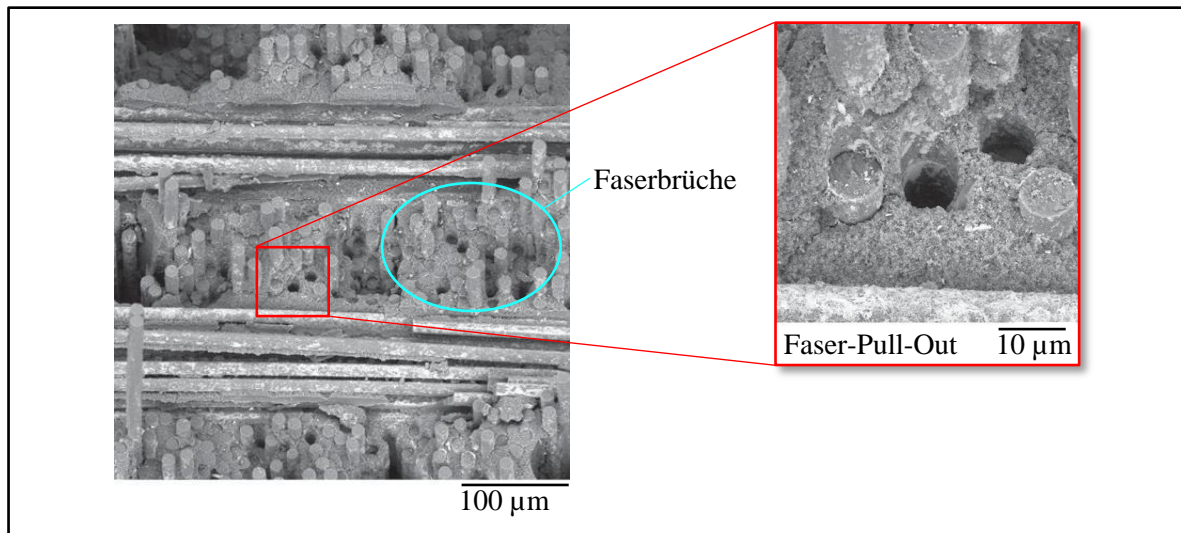
Sobald die Faserspannung  $\sigma_F$  überschritten wird, beginnen die ersten Fasern zu brechen [Sin99], vgl. Abb. 2.6 und **Abb. 2.8**. Folglich ist im Spannungs-Dehnungs-Diagramm eine Spannungsabnahme mit steigender Anzahl an Faserbrüchen zu verzeichnen, vgl. Abb. 2.5. Die Fasern brechen dabei in der Regel während der Rissüberbrückung, da dies zu einem kritischen Spannungszustand innerhalb der Faser führt [Rös19].

### Faser-Pull-Out

Nachdem eine Faser gebrochen ist, wird in den verbliebenen Teilstücken kein kritischer Spannungszustand mehr erreicht, weshalb diese mit zunehmender Dehnung aus der Matrix herausgezogen werden [Rös19]. Dieser Effekt wird auch als *Faser-Pull-Out* bezeichnet, vgl. Abb. 2.6 und Abb. 2.8. Da infolge der Faser-Matrix-Haftung beim Herausziehen der Faser Arbeit gegen eine rückhaltende Schubspannung  $\tau$  geleistet wird, ist der Faser-Pull-Out mit einer Energiedissipation verbunden. Dies führt insgesamt, neben den zuvor geschilderten Effekten, zu einer zusätzlichen Erhöhung des Risswiderstands bzw. der Bruchzähigkeit. Des Weiteren ist zu



erläutern, dass auch unbeschädigte Fasern im Werkstoffverbund existieren, die nicht brechen und direkt in den Faser-Pull-Out übergehen.



**Abb. 2.8:** Faserbrüche und Faser-Pull-Out einer faserverstärkten Keramik [Kel15]

## 2.4 Eigenschaften

Aufgrund der in Kap. 1 beleuchteten Vorteile von faserverstärkten Keramiken sind CMC für den Fortschritt von vielen technischen Anwendungen prädestiniert, insbesondere für die Triebwerksentwicklung. In Anbetracht dessen werden im weiteren Verlauf die wesentlichen Eigenschaften von NO-CMC (SiC/SiC, C/SiC, C/C-SiC) und O-CMC (Ox/Ox) präsentiert. Auf die potenziellen Einsatzgebiete von CMC in Triebwerken wird dann in Kap. 3 eingegangen. Zudem ist zu erwähnen, dass die im Rahmen dieses Kapitels erläuterten CMC-Eigenschaften inklusive der zugehörigen Quellenangaben zusammenfassend in **Tab. 2.1** aufgeführt werden. Daher wird an dieser Stelle empfohlen, die nachfolgenden Ausführungen in Kombination mit Tab. 2.1 zu lesen.

### Dichte

Im Gegensatz zu metallischen Werkstoffen sind faserverstärkte Keramiken durch eine deutlich geringere Dichte im Bereich von 1,8 bis 2,8 g/cm<sup>3</sup> gekennzeichnet. Wird als Referenz eine für Turbinenschaufeln übliche Nickelbasis-Superlegierung betrachtet (z.B. *VDM Alloy 718*), so weist diese eine Dichte von 8,26 g/cm<sup>3</sup> auf [VDM16]. Gegenüber Nickelbasis-Superlegierungen bieten CMC somit verallgemeinert eine Gewichtsreduzierung um circa zwei Drittel.

### Werkstoffgrenztemperatur

Die Festlegung einer konkreten Werkstoffgrenztemperatur von CMC in Triebwerken ist sehr komplex, da es zahlreiche Aspekte, wie z.B. das Belastungskollektiv oder die Lebensdauer, zu berücksichtigen gilt. Im Bereich der Werkstoffwissenschaften geben viele Quellen an, dass O-CMC bis ca. 1100 °C und NO-CMC bis ca. 1300 °C eine Langzeitbeständigkeit in oxidierender Atmosphäre aufweisen [Koc03], [Koc17], [Lei20], [Mot08]. Oberhalb von 1100 °C wird der Einsatz von O-CMC durch eine temperaturbedingte Abnahme der Kriechfestigkeit limitiert. Bei unbeschichteten NO-CMC begrenzt der Einfluss der Heißgaskorrosion die zulässige Höchsttemperatur. Diese Korrosionsform beschreibt die Reaktion eines Werkstoffs mit einem heißen Gas und wird genauer unter dem Punkt *Korrosion* erläutert [Mai19].

Um keramische Faserverbundwerkstoffe vor Korrosion und Oxidation zu schützen, können diese mit einem *Environmental Barrier Coating* (kurz: EBC) auf Basis von Yttriumsilicaten<sup>1</sup> beschichtet werden. Durch diese Beschichtung ist es möglich NO-CMC auch bei Temperaturen über 1300 °C in oxidierender Atmosphäre einzusetzen. Zwar können O-CMC ebenso zum Schutz vor schädigenden Korrosionsformen EBC-beschichtet werden, jedoch führt dies zu keiner Steigerung der Langzeitbeständigkeit. Der Grund dafür ist, dass die zulässige Höchsttemperatur von O-CMC nicht durch Heißgaskorrosion, sondern durch die Kriechfestigkeit begrenzt wird. Da der Aufbau und die chemische Zusammensetzung eines EBC sehr komplex ist, wird im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter auf diese Thematik eingegangen. Für detailliertere Erläuterungen wird an dieser Stelle auf [Lei20] verwiesen.

Das *NASA Glenn Research Center* (kurz: GRC) beschäftigt sich intensiv mit der Entwicklung von CMC-Komponenten für Triebwerksanwendungen. Unter anderem wurden am GRC bereits Prototypen eines SiC/SiC-Flammrohrs sowie einer SiC/SiC-Turbinenleitrad-schaufel hergestellt, die unbeschichtet Temperaturen bis zu 1315 °C und mit EBC-Beschichtung Temperaturen bis zu 1480 °C ertragen können [Hal13]. In Anbetracht von Abb. 1.1 sowie der zuvor geschilderten werkstofftechnischen Aspekte erscheint dies plausibel. Somit bilden die Werte des GRC eine fundierte erste Annahme der Werkstoffgrenztemperatur von NO-CMC in Triebwerken.

Derzeitige einkristalline Nickelbasis-Superlegierungen weisen eine Warmfestigkeit<sup>2</sup> bis ca. 1100 °C auf [Ber19]. Weitere Temperatursteigerungen sind durch den Einsatz von *Thermal Barrier Coatings* (kurz: TBC) möglich, die als Wärmedämmschichten fungieren und in der Regel aus Oxidkeramiken, wie z.B. Yttrium-teilstabilisiertem Zirkoniumoxid, bestehen [Cze19]. TBC-beschichtete Bauteile können Oberflächentemperaturen bis zu 1200 °C ertragen. Im Vergleich zeigt sich also, dass NO-CMC bei wesentlich höheren Temperaturen als Nickelbasis-Superlegierungen eingesetzt werden können. Daher sind CMC-Werkstoffe für zahlreiche Hochtemperaturanwendungen prädestiniert.

---

1 Yttriumsilicat: Verbindung von Yttrium mit Silizium und Sauerstoff

2 Warmfestigkeit in [Ber19]: 1000 h Lebensdauer bei einer Last von 137 MPa

### Korrosion

Bei hohen Temperaturen und unter der Anwesenheit von Wasserdampf, wie es z.B. in einer Triebwerksatmosphäre der Fall ist, werden faserverstärkte Keramiken durch eine wasserdampfinduzierte Heißgaskorrosion geschädigt. Dabei bilden sich auf der CMC-Oberfläche flüchtige Hydroxide, was zu einem Materialabtrag führt. In Triebwerken wird die Heißgaskorrosion zudem durch hohe Strömungsgeschwindigkeiten begünstigt, da diese den Abtransport der Hydroxide fördern.

Eine weitere CMC schädigende Korrosionsform, die ebenfalls in Triebwerken auftritt, ist die chemische Wechselwirkung mit Sand und Flugasche. Diese Stoffe sind in der Erdatmosphäre enthalten und bestehen im Wesentlichen aus Calcium-, Magnesium-, Aluminium- und Siliziumoxid (kurz: CMAS).

### Oxidation

O-CMC sind aufgrund der chemischen Verbindung mit Sauerstoff per se oxidationsbeständig, vgl. Kap. 2.1. Demgegenüber können NO-CMC nur als bedingt oxidationsbeständig eingestuft werden. Generell bilden NO-CMC durch *passive Oxidation* eine Siliziumdioxidschicht aus, die den Werkstoff vor weiteren Oxidationsprozessen schützt. Bei hohen Temperaturen und unter der Anwesenheit von Wasserdampf wird diese Schutzschicht jedoch durch die zuvor geschilderte Heißgaskorrosion zerstört, weshalb CMC unter diesen Bedingungen nicht mehr oxidationsbeständig sind. Der zugrundeliegende Mechanismus wird dabei auch als *aktive Oxidation* bezeichnet.

### Wärmeleitfähigkeit

Im Gegensatz zu NO-CMC sind O-CMC durch eine geringe Wärmeleitfähigkeit gekennzeichnet. Daher sollte der Einsatz von O-CMC unter großen thermischen Gradienten vermieden werden, da ansonsten innere Spannungen auftreten können, die zu einer hohen mechanischen Belastung führen [Koc17]. In Triebwerken sind besonders innengekühlte Bauteile im Heißgasteil, wie z.B. Turbinenschaufeln, durch hohe thermische Gradienten geprägt.

### Mechanische Eigenschaften

Generell können die mechanischen Eigenschaften von NO-CMC als sehr gut und die von O-CMC als moderat bewertet werden. Auf eine Angabe von quantifizierten Festigkeitswerten wird im Rahmen dieser Arbeit verzichtet, da CMC infolge der Faserverstärkung durch ein anisotropes Materialverhalten gekennzeichnet sind und viele Aspekte die Festigkeitswerte beeinflussen. Stattdessen werden im Folgenden einige wichtige Einflussfaktoren auf die mechanischen Eigenschaften von CMC genannt: Faserorientierung, Fasertyp, Faservolumenanteil, Herstellungsverfahren, Porosität.

**Tab. 2.1:** Eigenschaften von nichtoxidischen und oxidischen CMC

<b>Eigenschaft</b> Quelle NO-CMC / Quelle O-CMC	<b>NO-CMC</b> (SiC/SiC, C/SiC, C/C-SiC)	<b>O-CMC</b> (Ox/Ox)
Dichte [g/cm <sup>3</sup> ] [Rae13]	1,8-2,9	2,1-2,8
Grenztemperatur ohne EBC [°C] [Hal13] / [Koc17], [Mot08]	≈ 1315	≈ 1100
Temperaturlimitierung [Fri06], [Lei20] / [Koc17]	Heißgaskorrosion	Kriechfestigkeit
Beschichtung [Kun20], [Lei20]	EBC	ggf. EBC
Grenztemperatur mit EBC [°C] Abb. 1.1, [Hal13]	≈ 1480	≈ 1100
Korrosion [Kun20], [Lei20]	CMAS & wasserdampf- induzierte Heißgaskorrosion	CMAS & wasserdampf- induzierte Heißgaskorrosion
Oxidation [Kun20], [Lei20] / [Kun20], [Gör03]	bedingt beständig	beständig
Wärmeleitfähigkeit [Gör03]	hoch	gering
mechanische Eigenschaften [Gör03]	sehr gut	moderat

### 3 Stand der Forschung und Technik

Die Eigenschaften von faserverstärkten Keramiken qualifizieren CMC-Werkstoffe für eine Vielzahl von Einsatzgebieten. Einige Branchen und Anwendungsmöglichkeiten werden nachfolgend in **Tab. 3.1** aufgelistet. Das größte Marktpotenzial für CMC ist dabei nach [Coh17] in der Energietechnik und der Luftfahrt zu erwarten.

**Tab. 3.1:** Anwendungsmöglichkeiten von keramischen Faserverbundwerkstoffen gegliedert nach Branchen [Koh08], [Kre03b], [Wei08]

Branche	Anwendung
Luft- und Raumfahrt	Triebwerks- und Leichtbaukomponenten, Thermalschutzsysteme
Energie- und Kraftwerkstechnik	Gasturbinenkomponenten, Hochtemperatur-Wärmetauscher
Nukleartechnik	Reaktorbau
Friktionsanwendungen	Bremsscheiben, Kupplungsbeläge
Maschinenelemente	Gleitelemente, Gleitlager, Zahnräder
Hochtemperaturanwendungen	Ofenbau

Da der Schwerpunkt dieser Arbeit auf Triebwerken liegt, wird im Folgenden der Einsatz von faserverstärkten Keramiken in Triebwerken fokussiert. Dabei werden zunächst in Kap. 3.1. potenzielle CMC-Triebwerkskomponenten identifiziert und diskutiert. In Kap. 3.2 wird daraufhin die zeitliche Entwicklung des Triebwerkeinsatzes von keramischen Faserverbundwerkstoffen geschildert. Abschließend werden exemplarische CMC-Bauteile in der Brennkammer (Kap. 3.3), in der Turbine (Kap. 3.4) und im Bereich der Schubdüse (Kap. 3.5) präsentiert.

Im weiteren Verlauf dieser Arbeit wird vorausgesetzt, dass der Lesende grundlegende Kenntnisse über den Aufbau und die Funktionsweise von Flugzeugtriebwerken besitzt. Insofern dies nicht der Fall ist, wird an dieser Stelle auf die Quellen [Brä15] und [Ric13] verwiesen.

### 3.1 Diskussion potenzieller CMC-Einsatzgebiete in Triebwerken

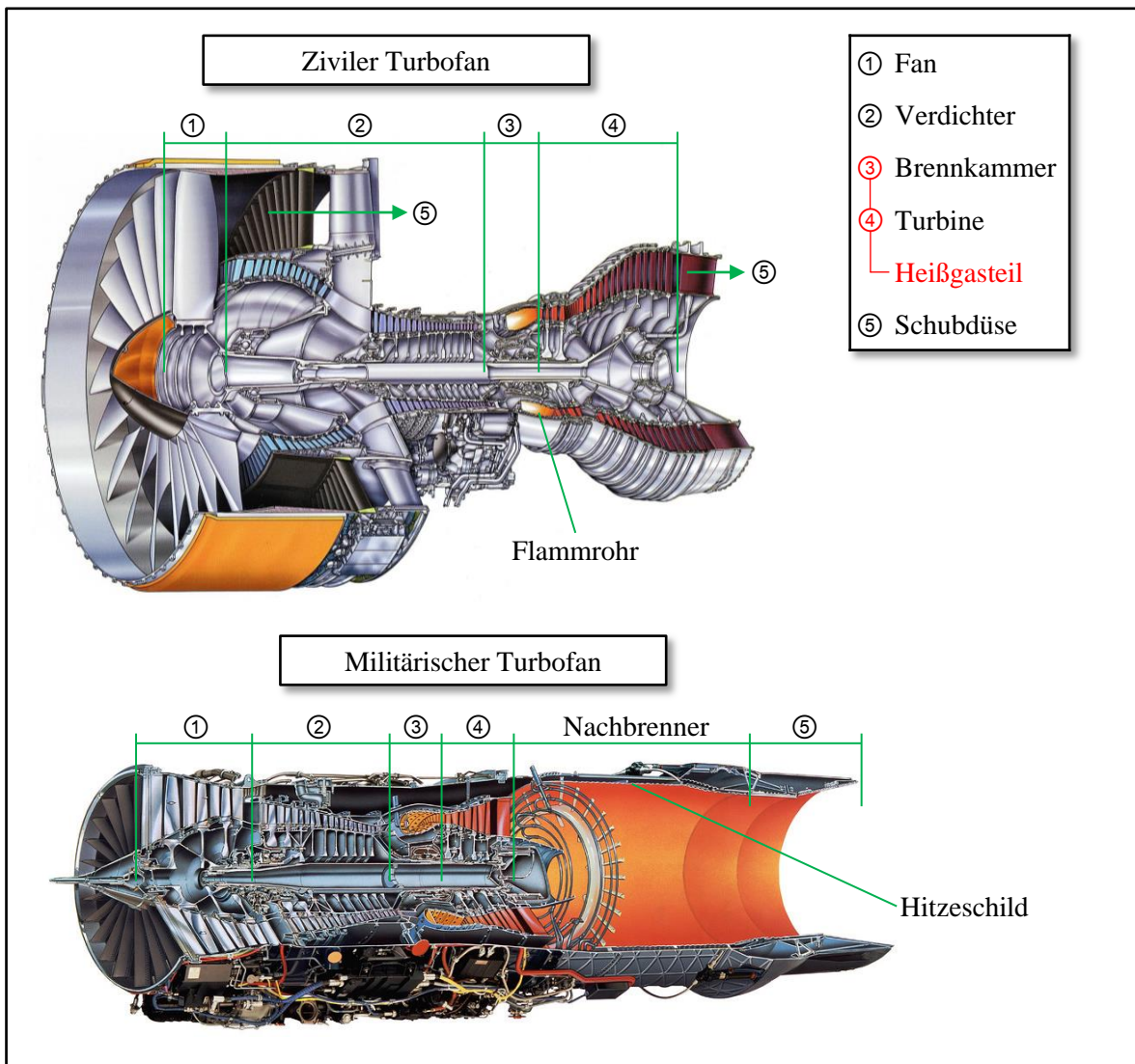
Gegenüber metallischen Werkstoffen ermöglichen faserverstärkte Keramiken eine höhere Werkstoffgrenztemperatur sowie eine Gewichtsreduzierung infolge einer geringeren Dichte, vgl. Kap. 2.4. Vor dem Hintergrund der zuvor genannten CMC-Benefits werden nachfolgend potenzielle Einsatzgebiete von keramischen Faserverbundwerkstoffen in Triebwerk lokalisiert und diskutiert.

#### 1. Aspekt – Werkstoffgrenztemperatur

In Triebwerken treten die größten thermischen Belastungen im Heißgasteil auf, welcher aus der Brennkammer und der Turbine besteht, vgl. **Abb. 3.1**. Weil bei der Verbrennung in der Brennkammer Temperaturen von ca. 2300 K entstehen können, müssen heißgasführende Bauteile in der Regel gekühlt werden, um eine Zerstörung dieser zu vermeiden [Brä15]. Die Kühlluftverteilung erfolgt dabei über das Sekundärluftsystem, in dem alle Luftströme zusammengefasst werden, die nicht an der Schuberzeugung beteiligt sind. Neben der Kühlluft regelt das Sekundärluftsystem unter anderem die Luftversorgung des Flugzeugs, die Sperrluft und den Axialschubausgleich der Triebwerkslagerung sowie ggf. die aktive Spaltkontrolle in der Turbine. Abhängig vom notwendigen Druckniveau entnimmt das Sekundärluftsystem die Luft an verschiedenen Stellen aus den Verdichtern, der Hauptanteil wird jedoch aus der letzten Stufe des Hochdruckverdichters entnommen. Je nach Triebwerk kann der aus dem Primärstrom abgezweigte Luftanteil bis zu 25 % betragen.

Insgesamt mindert die Kühlluftentnahme und -rückführung die Energiewandlungsgüte eines Triebwerks. Dies kann mit folgenden Aspekten begründet werden [Jon05], [Rei19a]:

- Weil die Kühlluft vor der Brennkammer entnommen wird, wird dieser keine Enthalpie im Verbrennungsprozess zugeführt.
- Die kalte Kühlluft wird nach erfolgter Kühlaufgabe in den heißen Primärstrom zurückgeführt. Daraus resultiert eine Abkühlung des Primärstroms, was wiederum den thermodynamischen Prozess verschlechtert.
- Durch die an der Turbinenbeschaufelung austretende Kühlluft wird die Aerodynamik der Schaufeln beeinträchtigt. Dies führt zu zusätzlichen Strömungsverlusten am Schaufelgitter.
- Infolge von Druckverlusten im Kühlluftsystem kann die an der Kühlluft verrichtete Kompressionsarbeit in der Turbine nicht vollständig zurückgewonnen werden.



**Abb. 3.1:** Darstellung eines zivilen Turbopfans (PW4098 von *Pratt & Whitney*) [Brä15] und eines militärischen Turbopfans (F100-PW-229 von *Pratt & Whitney*) [Pri16] mit rot eingefärbtem Heißgasteil

Um den Kühlluftverbrauch zu reduzieren und somit die Effizienz des Triebwerks zu steigern, kann entweder ein temperaturbeständigerer Werkstoff verwendet oder die Kühltechnologie verbessert werden [Brä15], [Gro19]. Erstere Option kann durch den Einsatz von faserverstärkten Keramiken umgesetzt werden, da diese im Vergleich zu den bisher genutzten metallischen Werkstoffen eine deutlich höhere Temperaturbeständigkeit aufweisen. In Anbetracht dessen sind daher alle gekühlten metallischen Bauteile für die Substitution durch CMC-Werkstoffe qualifiziert.

Im Heißgasteil müssen insbesondere das Flammrohr in der Brennkammer sowie die Turbinenbeschaufelung gekühlt werden. Zusätzlich wird bei militärischen Triebwerken mit einem Nachbrenner der Hitzeschild von einem Kühlluftmantel umgeben, da bei der Nachverbrennung Temperaturen bis zu 2200 K auftreten können [Gri04]. Die Kühllufttemperatur beträgt dabei ca. 900 K [Brä15].

Weitere prädestinierte CMC-Bauteile in den genannten Bereichen sind Turbinendeckbänder sowie die Flammhalter des Nachbrenners [Spr14]. Darüber hinaus werden bei militärischen Triebwerken die strahlführenden Komponenten der Schubdüse, wie z.B. verstellbare Düsenklappen oder Flächen- und Dichtsegmente, thermisch stark belastet und sind somit für die Nutzung von CMC-Werkstoffen qualifiziert.

Da die Austrittstemperatur des Hochdruckverdichters materialbedingt begrenzt ist [Gri09], ist zudem ein Einsatz von Keramikschaufeln in den letzten Stufen des Hochdruckverdichters denkbar. Jedoch sind im Zuge dessen die unter dem Punkt *Gewichtsreduzierung* thematisierten Aspekte zu berücksichtigen, die ggf. die Verwendung von Keramikschaufeln in den Endstufen des Hochdruckverdichters relativieren.

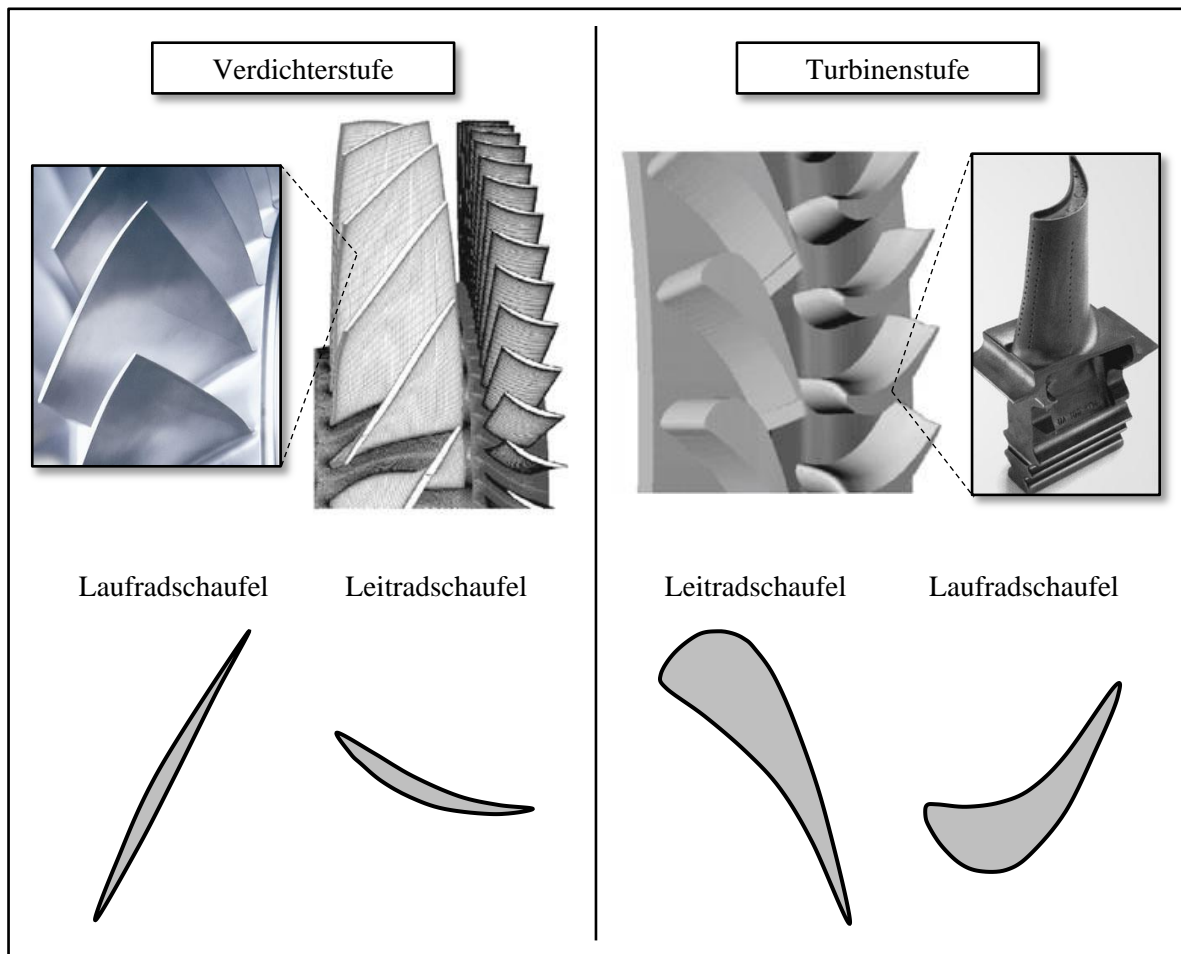
## 2. Aspekt – Gewichtsreduzierung

Generell ist eine Gewichtsreduzierung für ein Triebwerk stets von Vorteil, da es infolgedessen leichter wird und sich somit viele neue Konstruktions- und Auslegungsmöglichkeiten ergeben. Detailliertere Ausführungen zu dieser Thematik werden dabei in Kap. 5.1 präsentiert. Im weiteren Verlauf werden nun potenzielle Bereiche lokalisiert, in denen CMC-Werkstoffe eingesetzt werden können, um das Triebwerksgewicht zu reduzieren.

Teilweise werden bei zivilen Triebwerken zur Lärminderung und Reduktion des spezifischen Brennstoffverbrauchs Mischer eingesetzt, die den Primär- und Sekundärstrom nach der Turbine, aber vor der Schubdüse, mischen [Brä15]. Demzufolge besitzen Turbofans mit einem Mischer nur eine einzige Schubdüse. Durch das zusätzliche Gewicht des Mischers wird der angestrebten Senkung des Brennstoffverbrauchs jedoch entgegengewirkt, weshalb leichtere CMC-Mischer eine vielversprechende Alternative zu metallischen Mischern darstellen [Spr14]. Weitere Bauteile von zivilen Schubdüsen, die durch die Nutzung von CMC-Werkstoffen zur Gewichtsreduzierung des Triebwerks beitragen können, sind der Austrittskonus und der Außenring der Primärschubdüse.

Wird der kalte Triebwerksteil vor der Brennkammer bestehend aus Fan und Verdichter betrachtet, so wird hier der Einsatz von CMC durch folgende Aspekte erschwert: Einerseits sind Verdichterschaufeln im Vergleich zu Turbinenschaufeln deutlich filigraner (vgl. **Abb. 3.2**), was in Anbetracht der Fertigungsmöglichkeiten und Bauteilauslegung von faserverstärkten Keramiken ein Hindernis darstellt, da beim Preforming sehr dünne Strukturen mit wenigen Faserschichten in Dickenrichtung erzeugt werden müssen. Noch größere Schwierigkeiten sind für den Fan zu erwarten, insbesondere bei zivilen Triebwerken mit langen und komplex geformten Fan-Schaufeln. Andererseits weisen faserverstärkte Kunststoffe, Titan-Metal-Matrix-Composites und Titanaluminide in den für Fan und Verdichter typischen Temperaturbereich deutlich höhere spezifische Festigkeitswerte auf, vgl. Abb. 1.1. Gegenüber CMC bieten diese Werkstoffklassen somit ein geeigneteres Mittel zur Gewichtsreduktion des Fans und Verdichters.





**Abb. 3.2:** links: Gefrästes Verdichterlaufrad (Blisk) und schematische Darstellung einer Verdichterstufe [Brä15]  
 rechts: Gekühlte Turbinenlaufradschaufel und schematische Darstellung einer Turbinenstufe [Brä15]

### Fazit

Zusammenfassend werden in **Tab. 3.2** die zuvor identifizierten potenziellen Einsatzgebiete von faserverstärkten Keramiken in Triebwerken dargestellt. Vor dem Hintergrund einer Kühlluft- und Gewichtsreduktion besteht der wesentliche Anwendungsbereich von CMC-Werkstoffen im Heißgasteil und Nachbrenner. Weitere Einsatzmöglichkeiten bieten die Schubdüse sowie ggf. die letzten Stufen des Hochdruckverdichters.

**Tab. 3.2:** Potenzielle Einsatzgebiete von keramischen Faserverbundwerkstoffen in Triebwerken

Bereich	Komponente
Brennkammer	Flammrohr
Hochdruckverdichter (Endstufen)	Verdichterschaufeln
Nachbrenner	Flammhalter, Hitzeschild
Schubdüse (zivil)	Mischer, Austrittskonus, Außenring der Primärschubdüse
Schubdüse (militärisch)	Düsenklappen, Flächen- und Dichtsegmente
Turbine	Turbinenschaufeln, Deckbänder

### 3.2 CMC-Einsatz in Triebwerken

Die ersten CMC-Bauteile wurden in den 1990er Jahren von *Snecma* in verschiedenen militärischen Triebwerken erprobt [Chr08], [Spr14]. *Snecma* entwickelte unter anderem C/SiC-Düsenklappen und C/SiC-Flammhalter für den M88-2 engine.

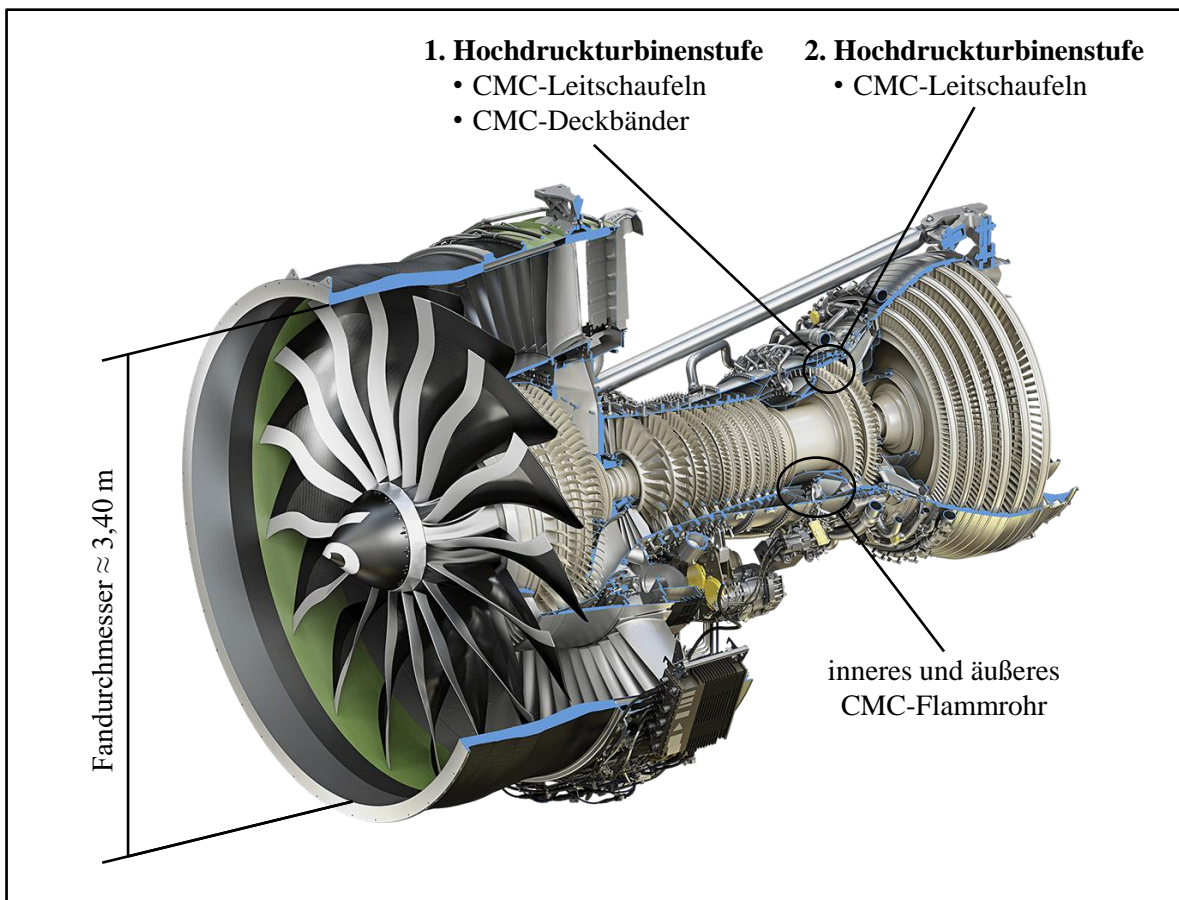
Anfang der 1990er Jahre wurden zudem in den USA verschiedene Programme gestartet, um die Erforschung keramischer Faserverbundwerkstoffen zu fördern [Hei08]. Am *NASA Glenn Research Center* (kurz: GRC) wird bis heute die Entwicklung von CMC-Triebwerkskomponenten vorangetrieben. Im Rahmen des *Ultra Efficient Engine Technology* (UEET) Programms des GRC wurde erstmalig der Prototyp einer SiC/SiC-Turbinenleitrad-schaufel mit EBC-Beschichtung veröffentlicht [Spr14]. Aufbauend auf den UEET-Erkenntnissen setzte das GRC seine Forschungsarbeiten im Zuge des *Environmentally Responsible Aviation* (ERA) Projekts fort und entwickelte unter anderem weitere Prototypen von SiC/SiC-Turbinenleitrad-schaufeln sowie von SiC/SiC-Flammrohren mit EBC-Beschichtung [Hal13].

Darüber hinaus konnten bereits CMC-Triebwerkskomponenten in den US-amerikanischen Kampagnen *Continuous Lower Energy, Emissions, and Noise* (CLEEN) der *Federal Aviation Administration* (kurz: FAA) und *Adaptive Versatile Engine Technology* (ADVENT) der US Air Force zu Forschungszwecken hergestellt werden. In *CLEEN* wurden oxidische CMC-Prototypen im Bereich der Primärschubdüse von zivilen Triebwerken entwickelt und erprobt [Com13], [Gon15]. Im Rahmen von *ADVENT* wird der Einsatz von CMC-Laufradschaufeln in Turbinen erforscht [Kel16].

Zwei Serienanwendungen von CMC-Komponenten in zivilen Triebwerken sind bereits im letzten Jahrzehnt zu verzeichnen. Im LEAP engine von *CFM International* werden EBC-beschichtete SiC/SiC-Deckbänder in der Hochdruckturbinen genutzt [Lev17], [Ste19]. Des Weiteren verbaut *GE Aviation* im Passport 20 engine einen oxidischen Mischer [Com17], [Gon15].

Das erste zivile Triebwerk, das mit mehreren CMC-Bauteilen in unterschiedlichen Bereichen ausgestattet wird, ist das GE9X von *GE Aviation* für die Boeing 777X, vgl. **Abb. 3.3**. Nach derzeitigem Stand gilt das GE9X als das größte und leistungsstärkste Triebwerk der Welt [GE20]. Im September 2020 erhielt das Triebwerk bereits die FAA-Zulassung [Flu20a]. Laut [Ste19] werden im GE9X das innere und äußere Flammenrohr, die Leitschaufeln der ersten und zweiten Stufe der Hochdruckturbinen sowie Deckbänder der ersten Hochdruckturbinenstufe aus CMC-Werkstoffen bestehen.

Neben *GE Aviation* plant auch *Rolls-Royce* die Nutzung von faserverstärkten Keramiken in zukünftigen Triebwerkskonzepten. Anfang 2021 kündigte *Rolls-Royce* an, offiziell mit dem Bau des weltgrößten Triebwerks, dem sogenannten *UltraFan*, begonnen zu haben [RR21]. Im UltraFan sollen CMC-Komponenten in der Hochdruckturbinen eingesetzt werden.



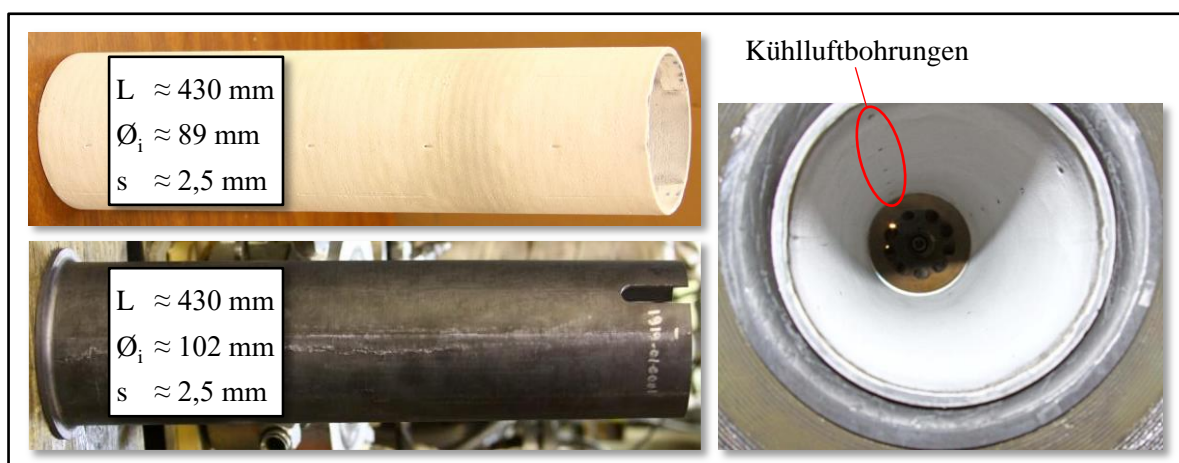
**Abb. 3.3:** GE9X von *GE Aviation* [GE20] mit Angaben von [Flu20a], [Ste19]

Basierend auf den zuvor geschilderten Programmen und Triebwerken sowie auf den in Tab. 3.2 identifizierten Einsatzgebieten werden im Folgenden einige exemplarische CMC-Bauteile in Triebwerken präsentiert. Dabei werden die Komponenten Brennkammer, Turbine und Schubdüse fokussiert. Zusätzlich wird die Wahl der CMC-Werkstoffe genauer begründet.

### 3.3 CMC-Komponenten in der Brennkammer

Aufgrund der hohen thermischen Belastung ist das Flammrohr ein prädestiniertes Bauteil in der Brennkammer zur Anwendung von keramischen Faserverbundwerkstoffen. In **Abb. 3.4** werden die Prototypen eines inneren und äußeren Flammrohrs aus CMC präsentiert, die zu Testzwecken am *NASA Glenn Research Center* im Rahmen des ERA-Projekts entwickelt wurden. Sowohl das innere als auch das äußere Flammrohr bestehen aus SiC/SiC. Da das innere Flammrohr im Betrieb sehr hohen Temperaturen ausgesetzt ist, wird dieses zusätzlich EBC-beschichtet und über Bohrungen, die auf dem Umfang verteilt sind, filmgekühlt.

Zwar werden die Flammrohre mechanisch nicht stark beansprucht, jedoch treten durch die Verbrennungs-, Kühl- und Umgebungsatmosphäre große thermische Gradienten auf, die zu inneren Spannungen in den Bauteilen führen. Weil der Einsatz von oxidischen CMC aufgrund einer geringen Wärmeleitfähigkeit unter den geschilderten Bedingungen vermieden werden sollte (vgl. Kap. 2.4), werden oftmals nichtoxidische CMC, wie z.B. SiC/SiC, für Flammrohre genutzt. Eventuell können zukünftig aber auch oxidische CMC eingesetzt werden.



**Abb. 3.4:** Darstellung eines inneren SiC/SiC-Flammrohrs mit EBC-Beschichtung (oben links) und eines äußeren SiC/SiC-Flammrohrs (unten links) sowie Blick in einen Versuchsstand mit eingebauten Flammrohren (rechts) [Hal13]  
(L = Länge,  $\varnothing_i$  = Innendurchmesser, s = Wandstärke)

### 3.4 CMC-Komponenten in der Turbine

Ein Bauteil im Bereich der Hochdruckturbine, das aus faserverstärkter Keramik gefertigt werden kann und bereits in einem Triebwerk eingesetzt wird, ist das Deckband. Im LEAP engine werden SiC/SiC-Deckbänder verbaut, die in Serie gefertigt werden [Ste19], vgl. **Abb. 3.5**. Der LEAP engine wird von *CFM International*, einer Kooperation von *Safran Aircraft Engine* und *GE Aviation*, für den Airbus A320neo, die Boeing 737 MAX und die Comac C919 entwickelt [CFM19].

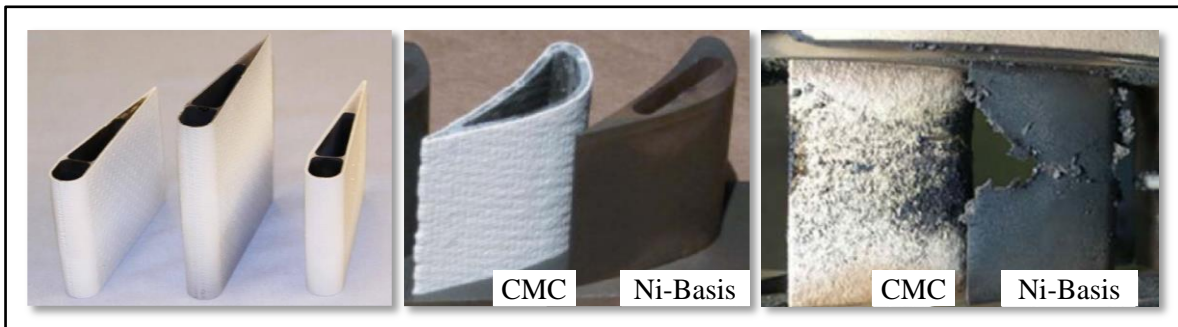


**Abb. 3.5:** SiC/SiC-Deckbänder des LEAP engine mit EBC-Beschichtung [Lev17]

Die zentralen Komponenten für die CMC-Substitution in der Turbine sind die Schaufeln der Lauf- und Leiträder, da durch die hohe Werkstoffgrenztemperatur der CMC-Werkstoffe eine maßgebliche Kühlluftreduktion möglich ist. Am *NASA Glenn Research Center* werden im Zuge verschiedener Projekte Prototypen von SiC/SiC-Leitradschaufeln mit EBC-Beschichtung entwickelt und erprobt, vgl. **Abb. 3.6**. Aufgrund des thermo-mechanischen Belastungskollektivs werden für Turbinenschaufeln in der Regel nichtoxidische CMC genutzt.

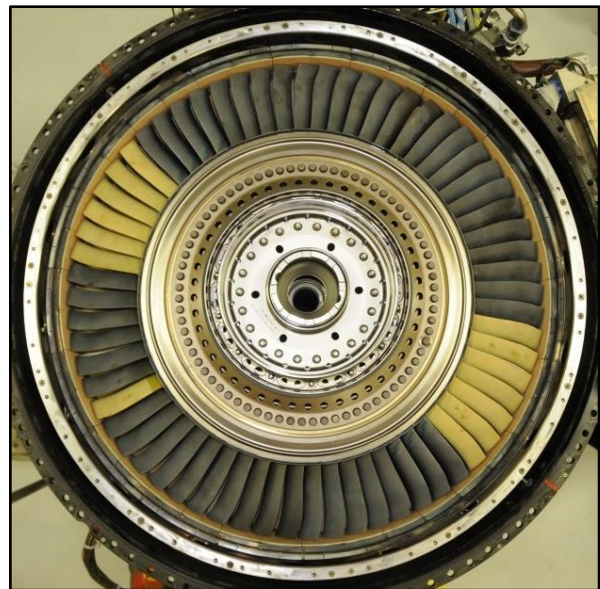
In Abb. 3.5 werden des Weiteren die Ergebnisse eines Heißgasversuchs präsentiert, der das Potenzial einer Keramikschaufel gegenüber einer Schaufel aus einer konventionellen Nickelbasis-Superlegierung bildhaft verdeutlicht. Im Zuge des Tests konnte die Kühlluftmenge ohne ein Versagen der CMC-Schaufel um 15 bis 25 % reduziert werden. Die metallische Schaufel wurde unter gleichen Versuchsbedingungen zerstört.





**Abb. 3.6:** links: SiC/SiC-Leitradschaufeln mit EBC-Beschichtung aus dem ERA-Projekt des NASA Glenn Research Centers [Hal13]  
rechts: Vorher-Nachher-Vergleich zwischen einer CMC-Schaufel und einer Schaufel aus einer Nickelbasis-Superlegierung im Verlauf eines Heißgasversuchs [Che19]  
(Versuchsbedingungen: Umgebungsdruck  $\approx 6$  bar, Temperatur  $\approx 1470$  K, Strömungsgeschwindigkeit = 60 m/s)

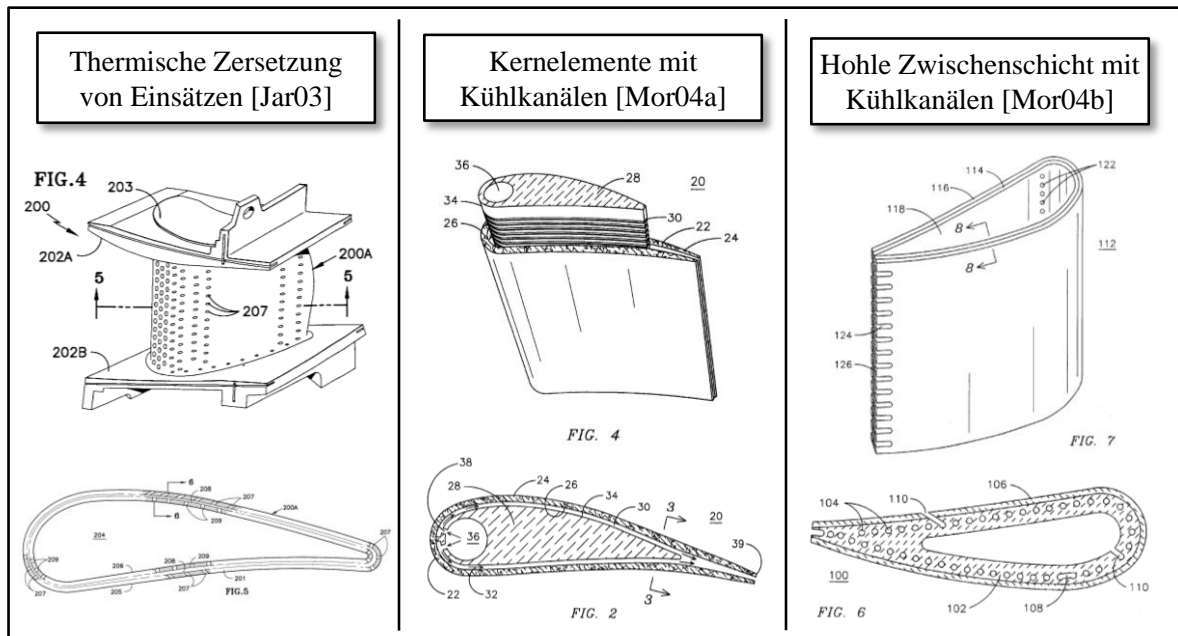
Im Gegensatz zu Leitradschaufeln werden Laufradschaufeln nicht nur thermisch, sondern auch mechanisch durch die Rotation in der Heißgasströmung stark beansprucht. Dies stellt die Entwicklung von Keramikschaufeln vor eine neue Herausforderung. Trotzdem erforscht GE Aviation schon den Einsatz von rotierenden CMC-Laufradschaufeln in Turbinen im Rahmen des ADVENT Programms der US Air Force, vgl. **Abb. 3.7**. Die gelblichen CMC-Schaufeln des Laufrads sind dabei mit einem speziellen EBC beschichtet worden.



**Abb. 3.7:** Laufrad einer Niederdruckturbine mit CMC-Schaufeln [Kel16]

Hinsichtlich der Kühlung von Turbinenschaufeln aus faserverstärkter Keramik gilt es zu erläutern, dass nach derzeitigem Kenntnisstand noch keine CMC-Schaufel mit einem komplexeren Kühlsystem ähnlich dem von metallischen Schaufeln veröffentlicht wurde. Dennoch kann davon ausgegangen werden, dass an dieser Thematik geforscht wird, da diesbezüglich bereits mehrere Patente eingereicht wurden. In **Abb. 3.8** werden exemplarisch drei US-Patente präsentiert, die die Ausformung eines Kühlsystems in CMC-Schaufeln auf unterschiedliche Weise beschreiben. Fertigungstechnische

Möglichkeiten bestehen in dem Einsatz von Kernelementen oder hohlen Zwischenschichten sowie in der Nutzung von Einsätzen, die nach erfolgter Schaufelherstellung thermisch zersetzt werden.



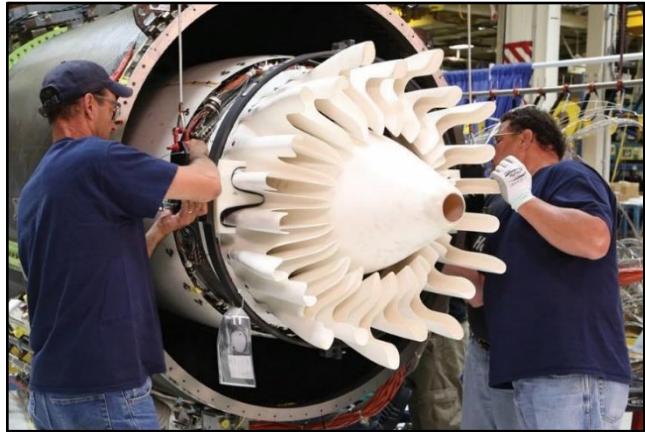
**Abb. 3.8:** Ausschnitte aus verschiedenen Patenten zur Ausformung von Kühlsystemen in Turbinenschaufeln aus faserverstärkter Keramik

Insgesamt kann somit sowohl eine konvektive Kühlung als auch eine Filmkühlung von CMC-Turbinenschaufeln als realistisch beurteilt werden. Allerdings werden Keramikschaufeln aller Voraussicht nach in den nächsten Jahren nicht die gleiche Kühltechnologiestufe wie metallische Schaufeln erreichen, da die Fertigung von kühl-effizienzsteigernden Elementen, wie Rippen, Pin-Fins oder Turbulenzerzeugern, im Zuge eines CMC-Herstellungsprozesses als kritisch einzustufen ist. Aussichtsreiche Gestaltungsmöglichkeiten zur Verbesserung der Kühleffizienz von Keramikschaufeln bieten jedoch dreidimensionale Kühlkanäle in der Matrix, die womöglich durch thermisch zersetzbare Fasern oder Hohlfasern ausgeformt werden könnten.

### 3.5 CMC-Komponenten der Schubdüse

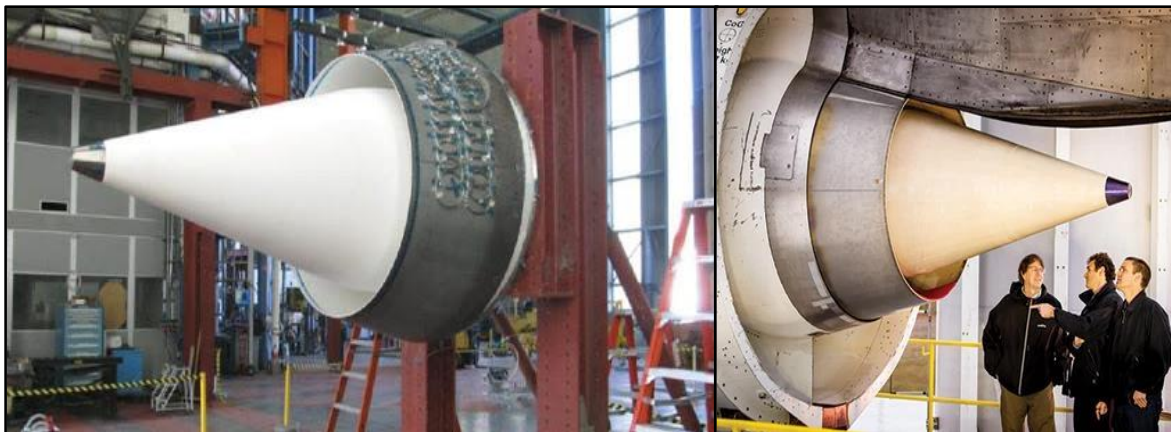
Wie bereits in Kap. 3.1 geschildert wurde, sind im Bereich der Schubdüse von zivilen Triebwerken der Mischer sowie die Primärschubdüse für den Einsatz von faserverstärkten Keramiken geeignet. Da diese Triebwerkskomponenten in der Regel nicht durch zu große thermische Gradienten belastet werden, können für diese auch oxidische CMC genutzt werden.

In **Abb. 3.9** wird der Mischer der Passport 20 engine von *GE Aviation* präsentiert, der serienmäßig in dem Triebwerk verbaut wird. Der Mischer besteht aus mehreren oxidischen CMC-Komponenten, die einzeln gefertigt und anschließend montiert werden [Com17]. Der Passport 20 engine wird bei Business Jets, wie z.B. der Bombardier Global 7500, eingesetzt [GE19].



**Abb. 3.9:** Montage eines Ox/Ox-Mischers im Passport 20 engine [Gon15]

Im Rahmen des *CLEEN* Programms der FAA werden oxidische CMC-Prototypen im Bereich der Primärschubdüse von zivilen Triebwerken entwickelt. Im Einzelnen wurden bisher ein Austrittskonus sowie ein Außenring aus faserverstärkter Keramik hergestellt, vgl. **Abb. 3.10**. Die Komponenten wurden bereits im Trent 1000 von *Rolls-Royce* erprobt, welcher die Boeing Dreamline 737 antreibt. Nach [Com13] gilt der Austrittskonus als das längste, und der Außenring als das im Durchmesser größte, jemals hergestellte oxidische CMC-Bauteil.

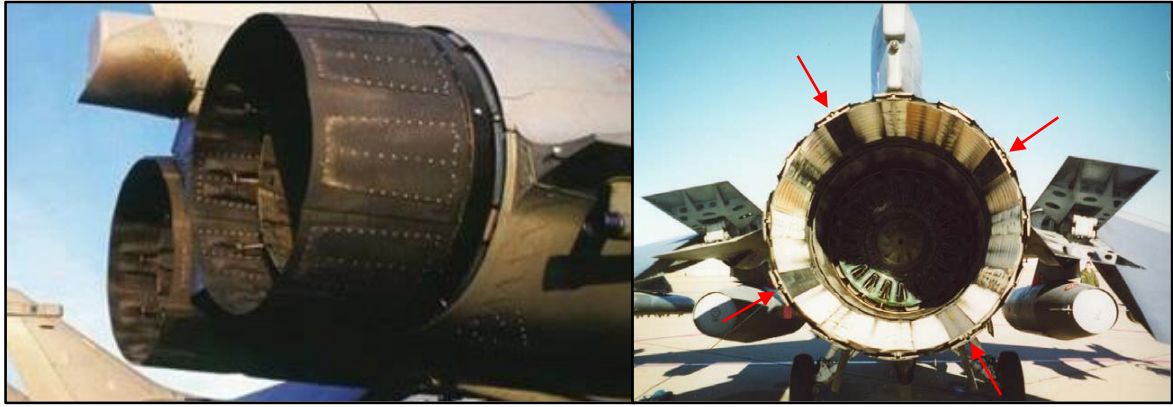


**Abb. 3.10:** links: Ox/Ox-Austrittskonus und Ox/Ox-Außenring des *CLEEN* Programms [Gon15]

rechts: Erprobung der Ox/Ox-Primärdüse im *CLEEN* Programm [Com13]

Bei militärischen Triebwerken werden die strahlführenden Komponenten der Schubdüse thermisch stark belastet, weshalb es sich anbietet, diese Bauteile aus faserverstärkter Keramik herzustellen. Exemplarisch werden in **Abb. 3.11** CMC-Komponenten im Bereich der Schubdüse präsentiert.





**Abb. 3.11:** C/SiC-Düsenklappe eines M88-2 engine von *Snecma* (links) [Spr14] und CMC-Dichtplatten eines F100-PW-229 von *Pratt & Whitney* (rechts) [Che19]

## 4 Triebwerksvorentwurf

Die Entwurfsphase stellt eine der ersten Instanzen im Zuge der Produktentwicklung dar und besitzt somit eine fundamentale Bedeutung für den Erfolg eines Projekts, da zu diesem Zeitpunkt unter anderem ein Großteil der anfallenden Produktkosten festgelegt wird [Ehr14]. Gerade die Triebwerksentwicklung ist technologisch höchst aufwendig und komplex, weshalb eine sorgfältige Planung und Entwicklung unerlässlich ist, um die anfallenden Kosten möglichst zu minimieren. Dies betrifft insbesondere das frühe Stadium des Triebwerksvorentwurfs, in dem die Eckdaten des Triebwerks sowie die Maße der Komponenten weitgehend festgelegt werden. Heutzutage erfolgt der Triebwerksvorentwurf in der Regel rechnergestützt und mittlerweile existieren verschiedenste Vorauslegungsprogramme.

In Kap. 4.1 wird eine Software für den rechnergestützten Triebwerksvorentwurf namens *GTlab* präsentiert, die im Rahmen dieser Arbeit genutzt wird. Anschließend werden in Kap. 4.2 die wesentlichen Kenngrößen und thermodynamischen Zusammenhänge von Triebwerken erläutert, welche für den Vorentwurf von zentraler Bedeutung sind.

### 4.1 GTlab

Die Software *Gas Turbine Laboratory* (kurz: GTlab) wird vom Institut für Antriebstechnik des DLR entwickelt und bietet ein Simulations- und Vorentwurfswerkzeug für Triebwerke und Gasturbinen. Kennzeichnend für GTlab ist der modulare Aufbau, der ein hohes Maß an Flexibilität und Erweiterbarkeit ermöglicht. GTlab wird grundlegend in drei Module gegliedert, die nachfolgend auf Basis von [Rei20] präsentiert werden. Des Weiteren wird für tiefgreifendere Erläuterungen zu GTlab auf die genannte Quelle verwiesen.

#### Performance

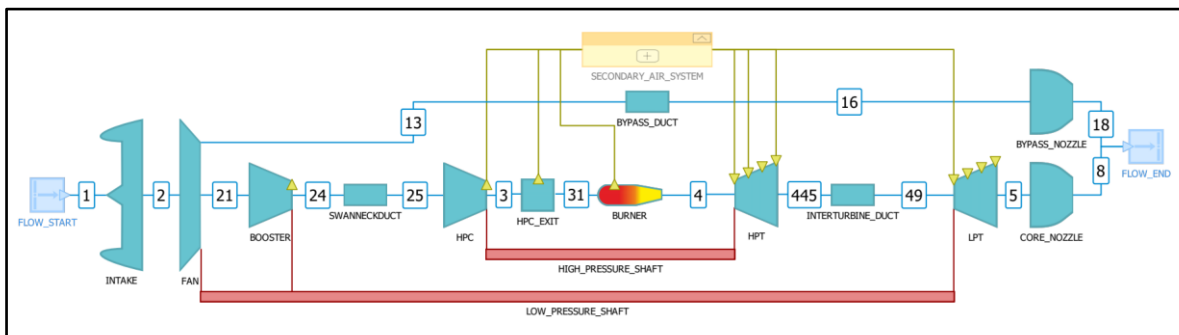
Im Rahmen des Performance-Moduls wird ein thermodynamisches Triebwerksmodell erzeugt, mithilfe dessen *Leistungssyntheserechnungen* (Performance-Rechnungen) durchgeführt werden können. Im Vordergrund stehen dabei die Auslegung der thermodynamischen Kreisprozessparameter sowie die Analyse des stationären und transienten Betriebsverhaltens. Das thermodynamische Modell kann aus verschiedenen *Performance-Bausteinen* zusammengesetzt

werden, wobei alle wesentlichen Triebwerkskomponenten (Fan, Kompressor, Brennkammer, Turbine, etc.) bereits in GTlab integriert sind. Jede Komponente benötigt unter anderem spezifische Angaben, wie z.B. Druckverhältnis oder Wirkungsgrad. In **Abb. 4.1** wird exemplarisch das thermodynamische Modell eines zivilen Turbofans in GTlab präsentiert. Eine genauere Erläuterung zu den einzelnen Stationsbezeichnungen zwischen den Performance-Bausteinen erfolgt dabei in dem nachfolgenden Kapitel.

In GTlab wird durch die Vorgabe eines *Designpunkts* (Design-Point) das Triebwerksdesign inklusive aller Kreisprozessparameter auf Basis von Performance-Daten festgelegt. Bei der Erstellung des Design-Points können einerseits *Randbedingungen* (Boundary Conditions) angegeben werden, wie z.B. die Flughöhe oder die Flugmachzahl. Andererseits können *Veränderliche* bzw. *Unabhängige* (Independents) definiert werden, die solange iteriert werden, bis sie ein geforderertes Kriterium erfüllen, das in Form von *Unveränderlichen* bzw. *Abhängigen* (Dependents) formuliert wird. So kann beispielsweise der Eintrittsmassenstrom und das Brennstoff/Luft-Verhältnis variiert werden, um einen geforderten Schub bei gegebener Brennkammeraustrittstemperatur zu generieren. Insgesamt resultiert durch die Festlegung von Independents und Dependents somit ein Gleichungssystem, das unter Berücksichtigung der Randbedingungen von GTlab gelöst wird.

Um das thermodynamische Verhalten des Triebwerks in verschiedenen Betriebspunkten abseits des Design-Points, dem sogenannten *Off-Design*, zu analysieren, muss das Teillastverhalten aller Turbokomponenten bekannt sein. Dazu werden den Komponenten in der Regel Kennfelder zugewiesen, jedoch können ggf. auch funktionale Zusammenhänge genutzt werden. Eine umfangreiche Sammlung an Kennfeldern ist dabei bereits in GTlab vorhanden. Anschließend können verschiedene Off-Design-Points definiert werden, in denen das Betriebsverhalten untersucht werden soll (z.B. Cruise oder Top of Climb).

Erwähnenswert ist zudem, dass in GTlab Totalgrößen genutzt werden. Wie nachfolgend unter dem Punkt *Sketchpad* erläutert wird, kann in GTlab erst durch die Vorgabe von HubToTip Ratio und Machzahl bzw. durchströmter Fläche auf die statischen Größen geschlossen werden.



**Abb. 4.1:** Thermodynamisches Modell eines zivilen Turbofans in GTlab [Rei20]

## Sketchpad

Die thermodynamische Modellierung im Performance-Modul erfolgt im Wesentlichen geometrieunabhängig. Soll auf Basis von Leistungssyntheserechnungen ein geometrischer Vorentwurf des Triebwerks erstellt werden, so ist die geometrische Modellierung von zentraler Bedeutung. Daher werden im Modul Sketchpad alle Geometriemodelle zusammengefasst, die zur Erzeugung des Vorentwurfs benötigt werden. Insgesamt fungiert Sketchpad somit als Schnittstelle zwischen Performance- und PreDesign-Modul.

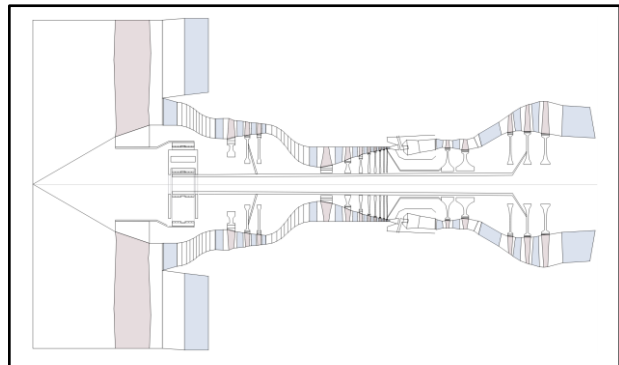
Durch die Vorgabe von HubToTip Ratio<sup>1</sup> und Machzahl<sup>2</sup> in den einzelnen Triebwerksstationen wird in GTlab die Grundlage des geometrischen Vorentwurfs geschaffen. Anstelle der Machzahl kann dabei auch ein konkreter Flächeninhalt zu Kalibrierungszwecken angegeben werden. Folgende Auswirkungen hat die Festlegung von HubToTip Ratio und Machzahl bzw. durchströmter Fläche in GTlab: Einerseits kann über die gasdynamischen Grundgleichungen von den Totalgrößen auf die statischen Größen geschlossen werden. Zudem kann bei bekanntem Massenstrom und bekannter Schallgeschwindigkeit mithilfe der Kontinuitätsgleichung die Strömungsgeschwindigkeit bestimmt werden. Andererseits werden die geometrischen Größen der durchströmten Ringfläche, wie z.B. Gehäuse- und Nabenradius, berechnet.

1 HubToTip Ratio (dt.: Nabenverhältnis, Symbol:  $HqT$ ): Verhältnis aus Nabenradius  $r_{Hub}$  und Gehäuseradius  $r_{Tip}$

2 Machzahl (Symbol  $Ma$ ): Quotient aus Strömungsgeschwindigkeit  $c$  und Schallgeschwindigkeit  $a$

## PreDesign

Das PreDesign-Modul bietet eine Umgebung zur Visualisierung des geometrischen Vorentwurfs. Dabei kann dieser sowohl zwei- als auch dreidimensional mithilfe eines programminternen CAD-Interface dargestellt werden. Exemplarisch wird in **Abb. 4.2** der geometrische Vorentwurf eines zivilen Turbofans präsentiert.



**Abb. 4.2:** Geometrischer Vorentwurf eines zivilen Turbofans in GTlab [Rei20]

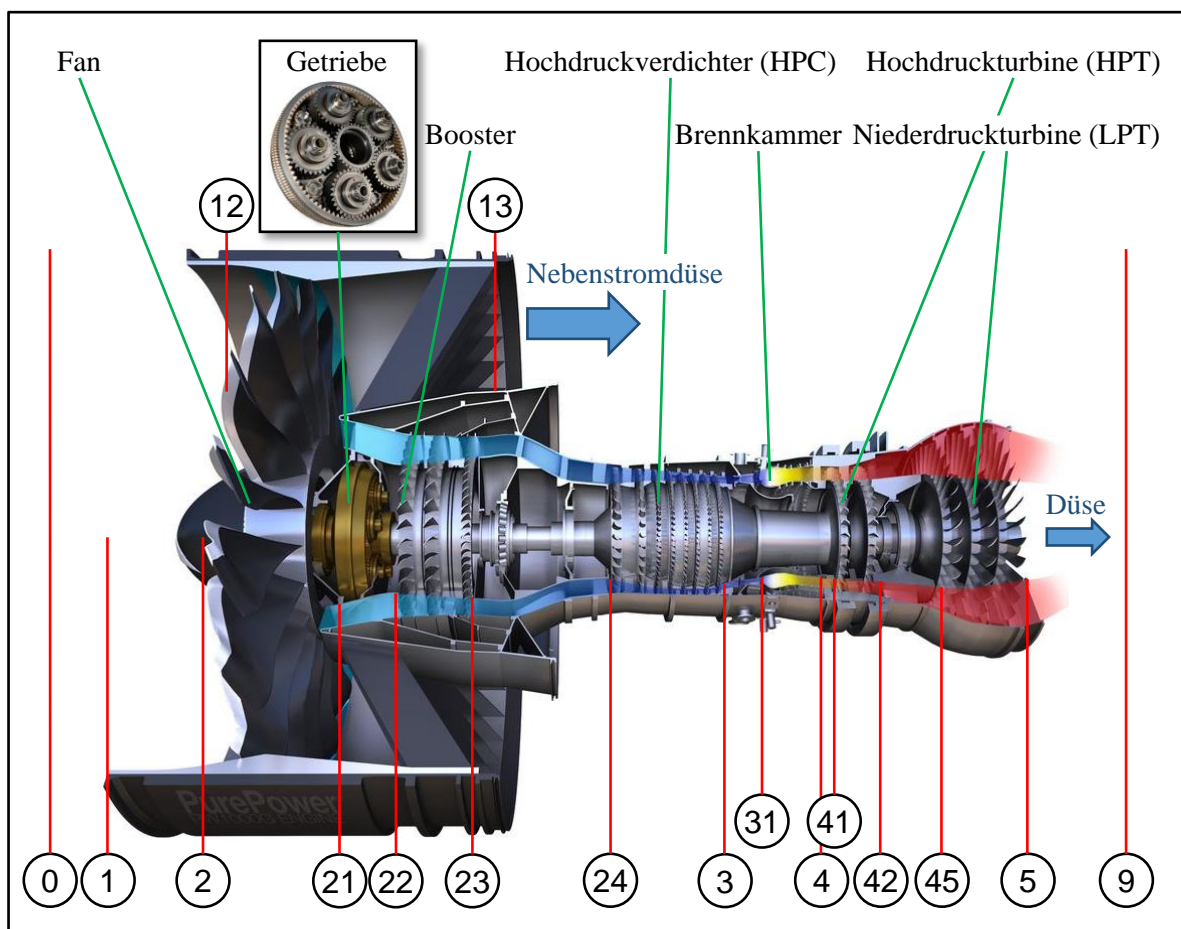
## 4.2 Kenngrößen und Thermodynamik von Triebwerken

Im weiteren Verlauf werden die wesentlichen Kenngrößen sowie die Thermodynamik von Triebwerken erläutert. Die präsentierten Gleichungen entsprechen dabei den in GTlab bzw. den im Rahmen dieser Arbeit genutzten thermodynamischen Zusammenhängen.

### Bezugsebenen eines Triebwerks

Die charakteristischen Bezugsebenen eines Triebwerks werden in Anhang A inklusive der jeweiligen Bezeichnung aufgeführt. In **Abb. 4.3** wird die Kennzeichnung der Ebenen exemplarisch an einem zivilen Turbofan demonstriert. Die Ebenenbezeichnung erfolgt stets von ① bis ⑨ und zur Unterscheidung zwischen dem heißen Kernstrom (Core) und dem kalten Nebenstrom (Bypass) wird den Ebenen im Nebenstrom eine eins vorangestellt.

Wichtige Triebwerksstationen sind unter anderem die Stationen ③ und ④. Der höchste Druck herrscht in Station ③ am Ende der Verdichtung. In Station ④ nach der Brennkammer tritt die Maximaltemperatur im Turbineneintritt auf, die auch als  $T_4$  oder  $TET$  (Turbine Entry Temperature) bezeichnet wird.



**Abb. 4.3:** Schematische Darstellung von charakteristischen Bezugsebenen eines Triebwerks nach [Jes19] an einem zivilen, zweiwelligen, ungemischten Getriebefan (PW1000G von Pratt & Whitney) [air13], [Flu20b]



### Nebenstromverhältnis & Gesamtdruckverhältnis

Bei Turbofan-Triebwerken wird die Aufteilung zwischen Nebenstrom  $\dot{m}_{Byp}$  und Kernstrom  $\dot{m}_{Core}$  mithilfe des Nebenstromverhältnis bzw. Bypass Ratio (BPR) beschrieben:

$$BPR = \frac{\dot{m}_{Byp}}{\dot{m}_{Core}} = \frac{\dot{m}_{13}}{\dot{m}_{21}} \quad \text{Gl. 4.1}$$

Zur Steigerung des Vortriebwirkungsgrads (vgl. *Thermodynamische Energiewandlungsgüte*) sowie zur Lärmreduzierung werden bei Triebwerken für den zivilen Luftverkehr große BPR angestrebt. Infolgedessen tendiert die Triebwerksentwicklung zu großen, einstufigen Fans, die große Luftmassenströme durch den Nebenstromkanal befördern. Typische BPR von heutigen zivilen Triebwerken liegen im Bereich von 5:1 bis 9:1, bei Neuentwicklungen sind aber auch Werte von 11:1 möglich [Brä15]. Da bei militärischen Triebwerken meist hohe spezifische Schübe gefordert und aufgrund der Aerodynamik möglichst kleine Stirnflächen vorteilhaft sind, besitzen diese Triebwerke einen kleinen, mehrstufigen Fan. Dementsprechend sind militärische Triebwerke, insbesondere für den Überschallflug, in der Regel durch kleinere BPR als 2:1 gekennzeichnet [Ric13].

Eine weitere wichtige Triebwerkskenngröße ist das Gesamtdruckverhältnis bzw. Overall Pressure Ratio (OPR), das als das Verhältnis aus dem Totaldruck am Austritt des Hochdruckverdichters  $p_{t3}$  und dem Totaldruck im Einlauf des Triebwerks  $p_{t1}$  definiert ist:

$$OPR = \frac{p_{t3}}{p_{t1}} \quad \text{Gl. 4.2}$$

Zur Erhöhung des thermischen Wirkungsgrads (vgl. *Thermodynamische Energiewandlungsgüte*) tendiert die Triebwerksentwicklung, insbesondere bei zivilen Turbofans für Langstreckenflugzeuge, zu großen OPR im Bereich von 40:1 bis 50:1 [Ric13]. Jedoch steigt mit dem Gesamtdruckverhältnis auch die Anzahl an erforderlichen Verdichter- und ggf. Turbinenstufen und somit das Triebwerksgewicht. Aufgrund dessen sind militärische Triebwerke generell durch geringere OPR zwischen 25:1 und 30:1 gekennzeichnet, da für den militärischen Einsatz häufig kleine und leichte Triebwerke gefordert sind.

### Schub

Der (Netto-)Schub  $F_N$  entspricht der Impulsänderung des in das Triebwerk einströmenden Massenstroms  $\dot{m}_0$  zwischen Triebwerkseintritt ① und -austritt ⑨ bzw. ⑲. Mit  $\dot{m}_0 = \dot{m}_{21} + \dot{m}_{13}$  und den Düsenaustrittsflächen  $A_9$  bzw.  $A_{19}$  folgt [Ric13]:

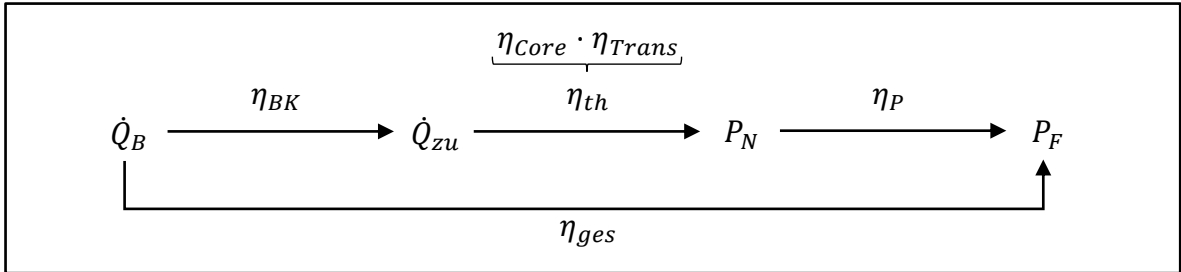
$$F_N = \overbrace{[(\dot{m}_9 c_9 - \dot{m}_{21} c_0) + A_9(p_9 - p_0)]}^{Core} + \overbrace{[\dot{m}_{13}(c_{19} - c_0) + A_{19}(p_{19} - p_0)]}^{Bypass} \quad \text{Gl. 4.3}$$

Wird der Schub  $F_N$  auf den Eintrittsmassenstrom  $\dot{m}_0$  bezogen, so resultiert der spezifische Schub  $F_S$ :

$$F_S = \frac{F_N}{\dot{m}_0} \quad \text{Gl. 4.4}$$

### Thermodynamische Energiewandlungsgüte

Das Leistungsgefälle eines Triebwerks wird in **Abb. 4.5** präsentiert und erstreckt sich zwischen dem ideal bei der Verbrennung des Brennstoffs zur Verfügung stehenden Wärmestrom  $\dot{Q}_B$  und der Schubleistung  $P_F$ . Die einzelnen Leistungsstationen im Gefälle werden dabei durch Wirkungsgrade verknüpft, welche die thermodynamische Energiewandlungsgüte beschreiben und nachfolgend ausführlicher erläutert werden.



**Abb. 4.5:** Leistungsgefälle und Wirkungsgradkette eines Triebwerks basierend auf [Brä15] und [Kur18]

Der Brennkammerwirkungsgrad  $\eta_{BK}$  ist definiert als das Verhältnis aus dem der Luft tatsächlich zugeführten Wärmestrom  $\dot{Q}_{zu}$  und dem ideal bei der Verbrennung des Brennstoffs zur Verfügung stehenden Wärmestrom  $\dot{Q}_B$ . Genauer zum Brennkammerwirkungsgrad wird unter dem Punkt *Komponententechnologie* erläutert.

Zur thermodynamischen Beurteilung der Energiewandlungsgüte des Triebwerkskreisprozesses (vgl. Abb. 4.4) dient der thermische Wirkungsgrad  $\eta_{th}$ . Dieser ist durch den Quotienten aus abgegebener Nutzleistung  $|P_N| = \dot{Q}_{zu} - |\dot{Q}_{ab}|$  und zugeführten Wärmestrom  $\dot{Q}_{zu}$  definiert und kann wie folgt berechnet werden [Brä15]:



$$\eta_{th} := \frac{|P_N|}{\dot{Q}_{zu}} = \frac{1}{2} \cdot \frac{[\dot{m}_9 c_9^2 - (\dot{m}_9 - \dot{m}_B + \dot{m}_Z) c_0^2] + \dot{m}_{19} (c_{19}^2 - c_0^2)}{\eta_{BK} \dot{m}_B H_u} \quad \text{Gl. 4.5}$$

In diesen Zusammenhang entspricht die Nutzleistung der Änderung der kinetischen Energie zwischen Triebwerksein- und -austritt. Der Term  $\dot{m}_Z$  beschreibt den Anteil an Zapfluft, der über das Sekundärluftsystem entnommen wird, vgl. Kap. 3.1.

Der thermische Wirkungsgrad des Joule-Prozesses hängt nur vom OPR ab [Bra19]. Im realen Triebwerksprozess gemäß Abb. 4.4 wird der thermische Wirkungsgrad neben dem OPR zusätzlich noch vom Temperaturverhältnis  $T_{t4}/T_{t0}$  sowie von den Komponentenwirkungsgraden beeinflusst. Aus einer Erhöhung der T4 resultiert dabei eine Verbesserung des thermischen Wirkungsgrads. Des Weiteren existiert zu jeder T4 ein (nutz-)leistungsoptimales OPR, das mit steigender T4 zunimmt. Je nach T4 und OPR liegt der thermische Wirkungsgrad von modernen zivilen Turbofans ungefähr zwischen 45 % und 48 % [Ric13].

Der thermische Wirkungsgrad  $\eta_{th}$  eines Turbofans kann in zwei Teilwirkungsgrade separiert werden, vgl. Abb. 4.5. Einerseits in den Kernwirkungsgrad  $\eta_{Core}$ , der die thermische Energiewandlungsgüte des Kernstroms kennzeichnet, und andererseits in den Transmissionswirkungsgrad  $\eta_{Trans}$ , welcher die Effizienz der Energieübertragung von dem Kern- auf den Nebenstrom beschreibt [Kur18]:

$$\eta_{th} = \eta_{Core} \eta_{Trans} \quad \text{Gl. 4.6}$$

Der Transmissionswirkungsgrad wird durch die isentropen Komponentenwirkungsgrade der Niederdruckturbine  $\eta_{s,LPT}$  und des nebenstromzugehörigen Teil des Fans  $\eta_{s,Fan,Byp}$ , des mechanischen Wirkungsgrads der Niederdruckwelle  $\eta_{mech,LPS}$  sowie durch Druckverluste im Nebenstromkanal, der Nebenstromdüse und ggf. im Mischer bestimmt [Guh01], [Ric13]. Unter der Annahme vernachlässigbarer Druckverluste gilt somit:

$$\eta_{Trans} = \eta_{s,LPT} \eta_{s,Fan,Byp} \eta_{mech,LPS} \quad \text{Gl. 4.7}$$

Nach [Guh01] kann der Transmissionswirkungsgrad in einer Größenordnung von ca. 80 % eingeordnet werden. Des Weiteren wird in [Guh01] gezeigt, dass das optimale Verhältnis der Strahlgeschwindigkeiten des Neben- und Kernstroms  $(c_{19,id}/c_{9,id})_{opt}$  dem Transmissionswirkungsgrad entspricht. Mittels des Index *id* wird gekennzeichnet, dass die idealen Strahlgeschwindigkeiten genutzt werden, die sich bei vollständiger Expansion in den Düsen einstellen.

Der Vortriebswirkungsgrad  $\eta_P$  kennzeichnet die Energiewandlungsgüte zwischen der Schubleistung  $P_F$  und der vom Triebwerkskreisprozess bereitgestellten Nutzleistung  $|P_N|$ . Demnach ist der Vortriebswirkungsgrad als der Quotient dieser Größen definiert und kann wie folgt berechnet werden [Brä15]:

$$\eta_P := \frac{P_F}{|P_N|} = \frac{2 \cdot F_N c_0}{[\dot{m}_9 c_9^2 - (\dot{m}_9 - \dot{m}_B + \dot{m}_Z) c_0^2] + \dot{m}_{19} (c_{19}^2 - c_0^2)} \quad \text{Gl. 4.8}$$

Der Vortriebswirkungsgrad steigt, wenn bei gegebener Eintrittsgeschwindigkeit  $c_0$  die Austrittsgeschwindigkeit  $c_9$  bzw.  $c_{19}$  gesenkt wird. Aufgrund dessen werden Turbofan-Triebwerke entwickelt, welche die angesaugte Luft möglichst langsam durch den Nebenstrom am Kernstrom vorbeiführen. Neben der Eintrittsgeschwindigkeit bzw. Flugmachzahl besitzt das BPR einen maßgeblichen Einfluss auf den Vortriebswirkungsgrad, weshalb im Rahmen der Triebwerkentwicklung, wie bereits geschildert, große BPR angestrebt werden. Je nach Flugmachzahl und BPR können Turbofan-Triebwerke Vortriebswirkungsgrade bis ca. 80 % erreichen [Ric13].

Bei gegebener Flugmachzahl und festgelegtem Eintrittsmassenstrom führt eine Verbesserung des thermischen Wirkungsgrads zu höheren Austrittsgeschwindigkeiten, was jedoch für den Vortriebswirkungsgrad eine Verschlechterung bedeutet. Insgesamt sind somit gegenläufige Tendenzen zu beobachten, weshalb im Zuge des Triebwerkse Entwurfs stets der Gesamtwirkungsgrad betrachtet werden sollte. Der Gesamtwirkungsgrad  $\eta_{ges}$  ist als das Verhältnis aus der Schubleistung  $P_F$  und dem ideal bei der Verbrennung des Brennstoffs zur Verfügung stehenden Wärmestrom  $\dot{Q}_B$  definiert und kann außerdem über die zuvor geschilderten Wirkungsgrade berechnet werden [Brä15]:

$$\eta_{ges} := \frac{P_F}{\dot{Q}_B} = \eta_{BK} \eta_{th} \eta_P \quad \text{Gl. 4.9}$$

Da der Vortriebs- und somit auch der Gesamtwirkungsgrad im Stillstand null ist, stellt der spezifische Brennstoffverbrauch eine bessere Kenngröße zur Beurteilung der gesamten Triebwerkseffizienz dar. Der (schub-)spezifische Brennstoffverbrauch bzw. (thrust-)specific Fuel Consumption (SFC oder TSFC) ist definiert als der Quotient aus Brennstoffmassenstrom  $\dot{m}_B$  und Schub  $F_N$  und kann zudem für  $c_0 > 0$  mithilfe des Gesamtwirkungsgrads  $\eta_{ges}$  dargestellt werden [Brä15]:

$$SFC := \frac{\dot{m}_B}{F_N} = \frac{c_0}{\eta_{ges} H_u} \quad \text{Gl. 4.10}$$

Anhand von Gl. 4.10 wird deutlich, dass sich SFC und Gesamtwirkungsgrad antiproportional zueinander verhalten. Aus einer Verbesserung des Gesamtwirkungsgrads resultiert somit eine Reduzierung des spezifischen Brennstoffverbrauchs.

### Komponententechnologie

Zur Effizienzbeurteilung von Turbokomponenten werden Komponentenwirkungsgrade benutzt. Dabei kann entweder eine isentrope oder polytrope Bezugsgröße gewählt werden. Der (totale) isentrope Wirkungsgrad  $\eta_s$  setzt die reale Totalenthalpieänderung zwischen Komponenteneintritt und -austritt  $\Delta h_{t,EA}$  in Relation zur isentropen, reversiblen Totalenthalpieänderung  $(\Delta h_{t,EA})_s$ . Dabei ist zwischen Verdichtern (V) und Turbinen (T) zu unterscheiden [Brä15]:

$$\eta_{s,V} = \frac{(\Delta h_{t,EA})_s}{\Delta h_{t,EA}} \quad \text{und} \quad \eta_{s,T} = \frac{\Delta h_{t,EA}}{(\Delta h_{t,EA})_s} \quad \text{Gl. 4.11}$$

Da polytrope Zustandsänderungen die realen Zustandsänderungen in Turbokomponenten sehr gut abbilden, charakterisiert der polytrope Wirkungsgrad besser als der isentrope Wirkungsgrad das Technologieniveau einer Komponente [Brä15], [Dib19]. Der polytrope Wirkungsgrad setzt die reale Totalenthalpieänderung zwischen Komponenteneintritt und -austritt  $\Delta h_{t,EA}$  ins Verhältnis zur Totaldruckänderungsarbeit zwischen Ein- und -austritt  $\int_E^A v dp_t$ . Je nach Verdichter oder Turbine folgt somit für den (totalen) polytropen Wirkungsgrad  $\eta_{pol}$ :

$$\eta_{pol,V} = \frac{\int_E^A v dp_t}{\Delta h_{t,EA}} \quad \text{und} \quad \eta_{pol,T} = \frac{\Delta h_{t,EA}}{\int_E^A v dp_t} \quad \text{Gl. 4.12}$$

Nach Bedarf kann beliebig zwischen den verschiedenen Wirkungsgraddefinitionen umgerechnet werden. Zudem ist an dieser Stelle zu erwähnen, dass in [Gri04] umfassend auf Wertebereiche von Komponentenwirkungsgraden eingegangen wird. Darüber hinaus wird unter anderem der Größen- sowie der Kühlluftinfluss auf die Komponentenwirkungsgrade thematisiert.

Der Brennkammerwirkungsgrad  $\eta_{BK}$  ist definiert als das Verhältnis aus dem der Luft tatsächlich zugeführten Wärmestrom  $\dot{Q}_{zu}$  und dem ideal bei der Verbrennung des Brennstoffs zur Verfügung stehenden Wärmestrom  $\dot{Q}_B$  [Brä15]:

$$\eta_{BK} := \frac{\dot{Q}_{zu}}{\dot{Q}_B} = \frac{\dot{Q}_{zu}}{\dot{m}_B H_u} \quad \text{Gl. 4.13}$$

Dabei beschreibt  $H_u$  den unteren Heizwert. In der zivilen Luftfahrt wird üblicherweise Kerosin JET A-1 als Brennstoff genutzt, dessen Heizwert ca.  $43,1 \cdot 10^7$  J/kg beträgt.

Das Brennstoff/Luft-Verhältnis bzw. Fuel to Air Ratio (FAR) wird durch den Bezug des zugeführten Brennstoffmassenstroms  $\dot{m}_B$  auf den Luftmassenstrom  $\dot{m}_L$  gebildet. So gilt beispielsweise in der Brennkammer (BK):

$$FAR_{BK} = \frac{\dot{m}_B}{\dot{m}_{L,BK}} \quad \text{Gl. 4.14}$$

Das Druckverhältnis  $\Pi$  einer Turbokomponente wird als das Verhältnis der Totaldrücke  $p_t$  im Eintritt (E) und Austritt (A) der Komponente definiert. Je nach Verdichter (V) oder Turbine (T) folgt:

$$\Pi_V = \frac{p_{t,A}}{p_{t,E}} \quad \text{und} \quad \Pi_T = \frac{p_{t,E}}{p_{t,A}} \quad \text{Gl. 4.15}$$

Da gerade bei großen Fandurchmessern mit radial veränderlichen Strömungsverhältnissen zwischen dem Fandruckverhältnis im Kern- und Nebenstrom differenziert werden muss, gilt für das Fandruckverhältnis bzw. Fan Pressure Ratio (FPR):

$$FPR_{Core} = \frac{p_{t21}}{p_{t2}} \quad \text{und} \quad FPR_{Byp} = \frac{p_{t13}}{p_{t12}} \quad \text{Gl. 4.16}$$

Je nach Triebwerkstyp setzt der Fan die von der Niederdruckturbine bereitgestellte Leistung in unterschiedlicher Form um [Plo15]. Zivile Triebwerke besitzen einen großen, einstufigen Fan, der die Leistung im Wesentlichen dazu nutzt, eine große Luftmasse durch den Nebenstrom zu fördern. Demnach liegen die Druckverhältnisse von zivilen Fans in der Regel im Bereich von 1,4:1 bis 1,8:1 [Gri04]. Im Gegensatz dazu sind militärische Triebwerke durch einen kleinen, mehrstufigen Fan gekennzeichnet, der die zur Verfügung gestellte Leistung in eine möglichst hohe Verdichtung der angesaugten Luftmasse umsetzt. Üblicherweise weisen militärische Fans Druckverhältnisse größer als 2:1 auf [Brä15].

Die Blattspitzengeschwindigkeit (engl.: Rotor Tip Speed) beschreibt die Umfangsgeschwindigkeit von Rotorschaukeln am Gehäuseradius. Wird der Gehäuseradius im Eintritt  $r_{Tip,E}$  einer Turbokomponente genutzt, der unter der Vernachlässigung des radialen Gehäusespalts in guter Näherung den Blattspitzenradius repräsentiert, so folgt für die Blattspitzengeschwindigkeit  $u_{Tip}$ :

$$u_{Tip} = 2r_{Tip,E} \cdot \pi \cdot n \quad \text{Gl. 4.17}$$

Bei einem Getriebefan wird zu Gunsten einer geringeren Fan-Blattspitzengeschwindigkeit ein Untersetzungsgetriebe zwischen Fan und Niederdruckwelle genutzt, vgl. Abb. 4.3. Zur Berechnung der Fan-Blattspitzengeschwindigkeit muss daher das Übersetzungsverhältnis  $i = n_{LPS}/n_{Fan}$  in Gl. 4.17 berücksichtigt werden.

### Relative Kühlluftentnahme

In GTlab wird die relative Kühlluftentnahme des Sekundärluftsystems als das Verhältnis aus entnommen Kühlluftmassenstrom und Massenstrom vor der Kühlluftentnahme definiert. Da die Kühlluft in der Regel am Ende des Hochdruckverdichters entnommen wird, folgt somit für die gesamte relative Kühlluftentnahme des Sekundärluftsystems  $\dot{m}_{rel,KL}$ :

$$\dot{m}_{rel,KL} = \frac{\sum \dot{m}_{KL}}{\dot{m}_{24}} \quad \text{Gl. 4.18}$$

Generell wird die relative Kühlluftentnahme im Design für alle Betriebspunkte im Off-Design übernommen, jedoch kann bei Bedarf von dieser Konvention abgewichen werden, insofern anderweitige Randbedingungen im Gleichungssystem für das Off-Design vorgegeben werden. Dies ist z.B. in Kap. 6.4 der Fall, in dem der Retrofit eines Triebwerks durch den Einsatz von CMC-Komponenten untersucht wird.

### Schadstoffemission

In Anbetracht des Klimawandels und des Umweltschutzes gewinnt die Schadstoffemission von Triebwerken zunehmend an Bedeutung für den Triebwerksentwurf. Umweltrelevante Emissionen sind dabei neben Kohlendioxid und Feinpartikeln maßgeblich die Stickoxide (NO<sub>x</sub>) [Plo15]. Wichtige Einflussgrößen auf die NO<sub>x</sub>-Emission sind der Druck und die Temperatur am Brennkammereintritt, die Temperatur am Brennkammeraustritt, der Brennstoffmassenstrom und die Mischungsprozesse in der Brennkammer. Die thermodynamische Modellierung der Schadstoffemission ist sehr komplex, weshalb tiefgreifendere Informationen bei Bedarf [Plo15] zu entnehmen sind. Allgemeingültig kann aber festgehalten werden, dass höhere T<sub>4</sub> zu einer Steigerung der NO<sub>x</sub>-Emission führen. Infolgedessen stellt die NO<sub>x</sub>-Emission oftmals einen limitierenden Faktor für die Maximaltemperatur des Triebwerksprozesses bei gegebener Brennkammertechnologie dar. Neuartige schadstoffarme Brennkammerkonzepte, wie z.B. die Magerverbrennung, bieten jedoch das Potenzial, die NO<sub>x</sub>-Emission signifikant zu reduzieren.

## **5      Keramische Faserverbundwerkstoffe in Flugtriebwerken**

Bevor im Zuge der folgenden Kapitel Studien zur Beurteilung des CMC-Potenzials in Triebwerken durchgeführt werden, steht zunächst in Kap. 5.1 die qualitative Diskussion möglicher Auswirkungen von keramischen Faserverbundwerkstoffen auf Flugtriebwerke im Vordergrund. Ziel dabei ist es, Effekte, Verkettungen und Zusammenhänge sowie mögliche Problematiken aufzuzeigen. Gleichzeitig soll die Diskussion auch als Grundlage zur Ausarbeitung geeigneter Studien zur Potenzialanalyse von CMC in Triebwerken dienen. Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten CMC-Studien inklusive der zugrundeliegenden Annahmen werden in Kap. 5.2 präsentiert.

### **5.1    Diskussion der Auswirkungen von CMC auf Flugtriebwerke**

Der Einsatz von keramischen Faserverbundwerkstoffen in Flugtriebwerken eröffnet eine Vielzahl an neuen Entwicklungs- und Gestaltungsmöglichkeiten, die mit metallischen Werkstoffen nicht zu realisieren wären. So bieten faserverstärkte Keramiken gegenüber Metallen einerseits eine Gewichtsreduzierung und andererseits eine höhere Werkstoffgrenztemperatur. Da die genannten CMC-Benefits einen erheblichen Einfluss auf das Triebwerksdesign besitzen, dienen diese nachfolgend als Leitfaden, um die Auswirkung keramischer Faserverbundwerkstoffe auf Triebwerke zu diskutieren.

#### **1. Aspekt – Gewichtsreduzierung**

Aufgrund der geringen Dichte von faserverstärkten Keramiken kann durch den Einsatz von CMC-Bauteilen das Triebwerksgewicht maßgeblich reduziert werden. Der Gewichtsreduzierung liegen dabei direkte und indirekte Effekte zugrunde. Zum einen verringert sich durch die Substitution von metallischen Bauteilen durch CMC-Bauteile direkt das Triebwerksgewicht. Prädestinierte Triebwerkskomponenten für den CMC-Einsatz wurden bereits in Kap. 3.1 lokalisiert, vgl. Tab. 3.2. Zum anderen wirken auf metallische Bauteile, die CMC-Bauteile tragen, geringere Kräfte, sodass diese z.B. geringere Wandstärken aufweisen können. Indirekt wird somit auch das Gewicht von metallischen Komponenten durch den Einsatz von CMC reduziert. Ein anschauliches Beispiel bietet eine Rotorscheibe, die durch die Fliehkräfte der Schaufeln belastet wird. Sind die Schaufeln leichter, so kann auch die Scheibe schmaler dimensioniert werden.

Wenn das Gewicht eines Triebwerks durch den Einsatz von CMC verringert wird, so ändert sich aus folgenden Gründen die Schubanforderung des Triebwerks: Einerseits wird das Triebwerk leichter, was dazu führt, dass weniger Schub für die Transportaufgabe benötigt wird. Andererseits folgt aus einer Gewichtsreduzierung auch ein reduzierter Kraftstoffverbrauch, sodass zusätzlich das Flugzeug leichter wird, da weniger Kraftstoff während des Flugs mitgeführt werden muss. Ergo benötigt ein leichteres Flugzeug auch weniger Schub. Damit ein Triebwerk trotz der Gewichtsreduzierung durch CMC die gleichen Schubanforderungen besitzt, könnte also das Gewicht des Flugzeugs gesteigert werden. Demnach wäre es möglich z.B. mehr Passagiere oder eine größere Last zu transportieren. Falls dies nicht beabsichtigt wird, so ist das Triebwerk in Anbetracht der verringerten Schubanforderung auszulegen.

Für den Triebwerksentwurf bedeutet ein veränderter Schub ein gänzlich neues Triebwerksdesign. Wird aufgrund einer Gewichtsreduzierung weniger Schub benötigt, so können zum einen die Triebwerksleistung und die thermodynamischen Kreisprozessparameter angepasst werden. Dieser Aspekt wird nachfolgend unter dem Punkt *Werkstoffgrenztemperatur* thematisiert. Zum anderen kann weniger Luft angesaugt werden, wodurch sich der Durchmesser und das Bauvolumen des Triebwerks verringert. Das Triebwerk wird also insgesamt kleiner, jedoch sind dabei unter anderem folgende Aspekte zu berücksichtigen: Die Triebwerksverkleinerung darf sich nicht nachteilig auf den Vortriebswirkungsgrad auswirken, weshalb weiterhin generell große BPR angestrebt werden müssen. Wird der Durchmesser eines Triebwerks unter Aufrechterhaltung des BPR verringert, so schrumpft der Kern des Triebwerks. Dabei sollte berücksichtigt werden, dass sich einerseits die Wirkungsgrade der Turbokomponente verschlechtern könnten. Andererseits könnten technologische Limits erreicht werden, die eine weitere Reduktion des Bauvolumens begrenzen. So sollte z.B. die Schaufellänge der letzten Hochdruckverdichterstufe nicht zu kurz werden, da ansonsten der Einfluss des Gehäusespalts zu groß wird, was zu einer Verschlechterung der Energiewandlungsgüte des Verdichters führt.

Zusammenfassend kann durch den Einsatz von keramischen Faserverbundwerkstoffen das Triebwerksgewicht reduziert und somit über eine verringerte Schubanforderung das Triebwerk verkleinert werden. Für das Flugzeugdesign ergeben sich infolgedessen eine Vielzahl an neuen Gestaltungsmöglichkeiten. So kann die Aerodynamik des Flugzeugs optimiert und das Triebwerk ggf. sogar an einer anderen Position positioniert werden. Da die Veränderung des Flugzeugdesigns wiederum einen Einfluss auf die Schubanforderungen des Triebwerks besitzt, entsteht folglich ein iterativer Prozess zwischen Flugzeug- und Triebwerksdesign.

## 2. Aspekt – Werkstoffgrenztemperatur

Im Vergleich zu metallischen Werkstoffen sind CMC durch eine deutlich höhere Werkstoffgrenztemperatur gekennzeichnet. Daraus resultieren folgende Ansätze zur Steigerung des Gesamtwirkungsgrads bzw. Senkung des SFC: Erstens besteht die Möglichkeit zur Reduktion der Kühlluft, die einen schädlichen Einfluss auf die Energiewandlungsgüte des Triebwerks besitzt, vgl. Kap. 3.1. Zweitens können höhere T4 erreicht werden, woraus eine Steigerung des thermischen Wirkungsgrads folgt. Je nach Anwendungsfall führt dies ggf. zu einem Optimierungsproblem, bei dem abgewogen werden muss, ob entweder eine Kühlluftreduktion bei gleicher oder geringerer T4, oder eine T4-Erhöhung unter der Inkaufnahme von entsprechend mehr Kühlluft angestrebt wird. Bei einer Anhebung der T4 ist allerdings zu berücksichtigen, dass aus größeren T4 generell auch eine höhere NO<sub>x</sub>-Emission folgt, weshalb eine T4-Steigerung, gerade bei zivilen Triebwerken, oftmals durch Emissionsgrenzwerte limitiert wird. Zwar steht bei militärischen Triebwerken meist die realisierbare Leistungszunahme durch höhere T4 im Vordergrund, jedoch ist darüber hinaus zu beachten, dass die Emission von Infrarot- bzw. Wärmestrahlung stark temperaturabhängig ist. Größere Temperaturen könnten somit ggf. dazu führen, dass militärische Flugzeuge leichter durch Infrarotdetektoren, wie z.B. in hitzesuchenden Raketen, erkannt werden.

Beide zuvor geschilderten Ansätze besitzen einen Einfluss auf das Triebwerksdesign. Bei einer drastischen Kühlluftreduktion oder sogar einem Verzicht auf Kühlluft wird deutlich mehr Luft an der Verbrennung teilnehmen, sodass wahrscheinlich auch die Hochdruckturbine dementsprechend angepasst werden muss. Aus einer Veränderung der T4 resultiert in jedem Fall ein neues Triebwerksdesign, da sich infolgedessen auch die Triebwerksleistung sowie die thermodynamischen Kreisprozessparameter ändern.

Neben der Verbesserung des thermischen Wirkungsgrads bietet eine T4-Steigerung durch den Einsatz von CMC-Werkstoffen zudem das Potenzial, das Triebwerk kleiner und leichter zu gestalten. Bei unveränderter Schubanforderung besteht die Möglichkeit das Triebwerk mit höheren T4 und einen geringeren Massendurchsatz auszulegen, woraus eine Reduktion des Bauvolumens und somit des Gewichts folgt. Im Gegensatz zu der unter dem Punkt *Gewichtsreduzierung* thematisierten Triebwerksverkleinerung basieren die hier geschilderten Zusammenhänge jedoch nur auf thermodynamischen Effekten infolge einer höheren Temperaturbeständigkeit von CMC und nicht auf einer geringeren Werkstoffdichte. Dennoch tragen aber beide CMC-Eigenschaften zur Reduktion des Bauvolumens und des Gewichts von Triebwerken bei.

Auch bei der Triebwerksverkleinerung durch eine höhere CMC-Werkstoffgrenztemperatur sind wieder einige Aspekte zu berücksichtigen, die bereits zuvor im Rahmen des Punkts *Gewichtsreduzierung* diskutiert wurden. Dazu zählen unter anderem die Aufrechterhaltung des Vortriebswirkungsgrads sowie der Komponentenwirkungsgrade, die Einhaltung technologischer Limits oder die sich ändernden Schubanforderungen infolge eines iterativen Austauschs zwischen Flug- und Triebwerksdesign. Zusätzlich sind bei einer T4-Steigerung weitere Effekte zu beachten,



die nachfolgend erläutert werden: Einerseits steigt mit wachsender T4 auch das leistungsoptimale OPR des thermischen Wirkungsgrads. Daher sollte mit einer Anhebung der T4 auch eine Vergrößerung des OPR angestrebt werden. Andererseits resultiert aus einer OPR- und T4-Erhöhung auch ein gesteigerter Leistungsbedarf der Verdichterkomponenten sowie ein vergrößertes Enthalpiegefälle über die Turbinen. Folglich werden ggf. mehr Verdichter- und/oder Turbinenstufen benötigt, was zu einer deutlichen Zunahme des Triebwerksgewichts führen könnte. Unter Umständen könnte sich eine T4-Steigerung somit auch trotz einer Triebwerksverkleinerung nachteilig auf das Triebwerksgewicht auswirken.

### **Fazit**

Am Ende dieser Diskussion zeigt sich, dass keramische Faserverbundwerkstoffe einen tiefgreifenden und vielschichtigen Einfluss auf Triebwerke besitzen können. Ausgehend von den zentralen CMC-Benefits, der Gewichtsreduzierung sowie der hohen Werkstoffgrenztemperatur, wurde diskutiert, wie CMC durch eine Verkettung von Effekten das gesamte Triebwerks- und Flugzeugdesign beeinflussen können. So ermöglichen CMC viele neue Entwicklungs- und Gestaltungsmöglichkeiten, die einen interdisziplinären Austausch zwischen verschiedenen Fachrichtungen unerlässlich machen. Dies betrifft unter anderem die Material- und Werkstoffwissenschaften, die Verdichter- und Turbinenentwicklung sowie die Triebwerksauslegung.

Wie im Rahmen der zuvor durchgeführten Diskussion erörtert wurde, bietet der Einsatz von CMC in Triebwerken zahlreiche Vorteile. Zusammenfassend besteht ein großes Potential in folgenden Punkten: Einerseits kann mithilfe von faserverstärkten Keramiken die Energiewandlungsgüte von Triebwerken durch eine höhere Temperaturbeständigkeit verbessert werden. Wichtige Aspekte bestehen hierbei in der Kühlluftreduktion sowie in der Steigerung des thermischen Wirkungsgrads. Andererseits bieten CMC die Möglichkeit kleinere und leichtere Triebwerke zu bauen, was sowohl für zivile Flugzeuge als auch für militärische Anwendungen, wie z.B. Kampfflugzeuge oder Drohnen, von großem Interesse ist.

Nachdem die Auswirkungen von keramischen Faserverbundwerkstoffen auf Triebwerke nun ausführlich aus ingenieurtechnischer Perspektive thematisiert wurden, werden abschließend noch einige wirtschaftliche Gesichtspunkte genannt, die die Kostenstruktur von CMC-Bauteilen beeinflussen und für einen serienmäßigen Einsatz von CMC-Komponenten in Triebwerken relevant sind: Automatisierungsgrad, Fertigungskosten, Fertigungszeiten, Lohnkosten, Materialkosten, Stückzahl.

## 5.2 Konkretisierung geeigneter CMC-Studien

Wie die vorangegangene Diskussion zeigt, sind bei der Potenzialanalyse zum Einsatz keramischer Faserverbundwerkstoffe in Triebwerken zahlreiche Faktoren zu berücksichtigen. Zudem resultieren aus dem CMC-Einsatz weitgreifende Effekte, die das gesamte Flugzeug- und Triebwerksdesign betreffen können und somit sehr komplexe Analysen erfordern. Da im Rahmen dieser Arbeit jedoch keine Studien in diesem Ausmaß durchgeführt werden können, müssen vereinfachende und sinnvolle Annahmen getroffen werden, welche die zugrundeliegende Komplexität verringern und dennoch aussagekräftige Ergebnisse liefern. Dementsprechend werden für alle Studien dieser Arbeit folgende grundlegende Annahmen getroffen:

- Wechselwirkungen zwischen Flugzeug- und Triebwerksdesign werden nicht berücksichtigt, d.h. es werden stets uninstallierte Triebwerke betrachtet. Außerdem wird vorausgesetzt, dass die Schnittstelle zwischen Flugzeug und Triebwerk unverändert bleibt. Demnach wird der Eintrittsmassenstrom, welcher den Triebwerksdurchmesser repräsentiert, und der Schub als konstant angenommen.
- In GTlab werden Turbinen thermodynamisch nur einstufig modelliert. Die Kühlluft kann dabei an folgenden vier Stellen in die Turbine eingespeist werden: vor/nach Leitrad, vor/nach Laufrad. Je nach Einspeisungsstation kann entschieden werden, welcher Kühlluftanteil in der Turbine noch Arbeit verrichtet und welcher nicht. Jedes reale Kühlluftsystem eines Triebwerks muss auf diesen Modellierungsansatz vereinfacht werden.
- Ziel dieser Arbeit ist es, das Potenzial von keramischen Faserverbundwerkstoffen in Flugtriebwerken zu untersuchen. Da dabei der thermodynamische Vorteil einer höheren Werkstoffgrenztemperatur sowie die Gewichtsreduzierung im Vordergrund stehen, nehmen fertigungstechnische und mechanische Limitierungen eher einen sekundären Stellenwert ein. Um das volle Potenzial von CMC in Triebwerken unter den genannten Aspekten bewerten zu können, wird daher im Rahmen dieser Arbeit angenommen, dass zukünftig der Einsatz von CMC sowohl in Leit- als auch in Laufrädern möglich ist. Durch die Recherche in Kap 3.4 und Abb. 3.7 wird diese Annahme zudem untermauert. Nachdem das Potenzial von CMC grundlegend untersucht worden ist, können dann im nächsten Schritt detailliertere Studien unter der Berücksichtigung von mechanischen Belastungen und Fertigungsmöglichkeiten fokussiert werden. Weil der CMC-Einsatz in Triebwerken aller Voraussicht nach zunächst in Leiträdern erfolgt und die Laufräder weiterhin aus metallischen Werkstoffen gefertigt werden, ist die Untersuchung von Turbinen mit CMC-Statorschaukeln und metallischen Rotorschaukeln ein wichtiger Aspekt, der aufbauend auf dieser Arbeit in zukünftigen Studien betrachtet werden sollte. Aufgrund der unterschiedlichen

Werkstoffgrenztemperaturen ist im Zuge dessen jedoch mit einer deutlich komplizierteren Kühlluftmodellierung zu rechnen. Grund dafür ist unter anderem die Tatsache, dass derzeit Turbinen in GTlab thermodynamisch nur einstufig modelliert werden. Die Kühlluftmodellierung von mehrstufigen Turbinen würde daher komplexe Iterationsalgorithmen erfordern, die ggf. das Konvergenzverhalten beeinträchtigen.

- In Kap. 3 wurden bereits einige potenzielle Triebwerkskomponenten für die Substitution durch keramische Faserverbundwerkstoffe identifiziert, vgl. Tab. 3.2. Aufgrund der hohen Temperaturbeständigkeit von CMC ist dabei im Turbinenstrang, insbesondere bei gekühlten Bauteilen, das größte CMC-Potenzial gegenüber metallischen Werkstoffen zu erwarten. Daher wird in den folgenden Studien der Einsatz von CMC-Schaufeln in allen gekühlten Turbinenstufen vorausgesetzt und untersucht.
- Im weiteren Verlauf wird das Potenzial von CMC anhand eines Referenztriebwerks untersucht, für das bereits ein Performance-Modell in GTlab existiert. Dieses Modell enthält ein fertiges Kühlluftsystem für die Turbinen, die im Ausgangszustand des Modells rein metallisch ausgeführt sind. Da im Folgenden mit dem Modell Kühlluftreduktionen vor dem Hintergrund eines CMC-Einsatzes in gekühlten Turbinenstufen durchgeführt werden, wird für alle weiteren Studien angenommen, dass die zugrundeliegenden Kühlluftmassenströme nur für die Turbinenbeschaufelung genutzt werden. Demnach werden die Kühlluftmassenströme für alle peripheren Turbinenkomponenten abseits der Heißgasströmung, wie z.B. Scheiben oder Dichtungen, vernachlässigt. Einerseits fallen diese Kühlluftmassenströme in der Regel im Vergleich zur Schaufelkühlung relativ gering aus und andererseits können diese erst im Rahmen einer detaillierteren Auslegung nach den Performance-Rechnungen im Vorentwurf adäquat abgeschätzt werden.
- In GTlab werden die Kühlluftmassenströme der Brennkammer, die innerhalb dieser in die Heißgasströmung zurückgeführt werden, sowie die auftretenden Flammtemperaturen nicht modelliert. Stattdessen wird eine massengemittelte Brennkammeraustritts- bzw. Turbineneintrittstemperatur  $T_{t4}$  und der Druckverlust über die Brennkammer  $\Delta p_{BK}$  vorgegeben, da diese Größen für die thermodynamische Modellierung relevant sind. Kühlluftmassenströme, die an der Brennkammer vorbeigeführt und erst im Turbinenstrang eingespeist werden, werden hingegen berücksichtigt.
- Generell müssen Triebwerke, gerade im zivilen Bereich, Grenzwerte für Schadstoffemissionen einhalten. Weil im Rahmen dieser Arbeit keine Emissionsmodelle genutzt werden, wird dieser Aspekt jedoch in den folgenden Studien vernachlässigt. So werden beispielsweise bei einer T4-Steigerung keine Limitierungen durch NO<sub>x</sub>-Emissionen berücksichtigt.

Vor dem Hintergrund der in Kap. 5.1 geschilderten CMC-Benefits sowie der zuvor erläuterten Annahmen werden im weiteren Verlauf dieser Arbeit folgenden Studien durchgeführt:

- In Kap. 6 wird das thermodynamische Potenzial von keramischen Faserverbundwerkstoffen in Flugtriebwerken untersucht. Dabei steht die durch eine höhere Werkstoffgrenztemperatur ermöglichte Verbesserung des thermodynamischen Kreisprozesses im Vordergrund. Als Untersuchungsgrundlage dient dazu das Performance-Modell eines modernen zivilen Turbofans, mithilfe dessen sowohl ein CMC-Retrofit als auch eine Triebwerksneuauslegung betrachtet wird.
- Nach der Beurteilung des thermodynamischen Potenzials wird in Kap. 7 die durch den CMC-Einsatz mögliche Reduzierung des Triebwerksgewichts fokussiert. Dabei wird einerseits die CMC-Gewichtseinsparung bei unveränderter Performance analysiert. Andererseits wird die Verringerung des Triebwerksgewichts untersucht, die durch die Verbesserung des thermodynamischen Kreisprozesses infolge einer höheren CMC-Werkstoffgrenztemperatur erzielt werden kann. Im Zuge dessen werden die erreichten Gewichtsreduktionen den Ergebnissen der thermodynamischen Potenzialanalyse aus Kap. 6 gegenübergestellt.

## **6 Thermodynamisches Potenzial von keramischen Faserverbundwerkstoffen in Flugtriebwerken**

Im Vergleich zu Metallen bieten keramische Faserverbundwerkstoffe eine deutlich höhere Werkstoffgrenztemperatur, die eine Verbesserung des thermodynamischen Kreisprozesses von Flugtriebwerken ermöglicht. In Anbetracht dessen besteht das Ziel dieses Kapitels darin, das thermodynamische Potenzial von faserverstärkten Keramiken in Triebwerken mithilfe von geeigneten Studien und Modellierungsansätzen zu untersuchen.

Eingangs wird in Kap. 6.1 das genutzte Triebwerksmodell eines zivilen Turbofans sowie die zugrundeliegenden Randbedingungen präsentiert. Daraufhin wird sowohl die Modellierung der Komponentenwirkungsgrade (Kap. 6.2) als auch die Kühlluftmodellierung (Kap. 6.3) thematisiert. Nachdem die Grundlagen und die verwendeten Modellierungsansätze erläutert wurden, wird in Kap. 6.4 zunächst die Nachrüstung eines zivilen Turbofans mit CMC-Komponenten untersucht. Anschließend wird in Kap. 6.5 die Neuauslegung eines zivilen Turbofans vor dem Hintergrund eines CMC-Einsatzes fokussiert. Da zudem durch die Substitution von metallischen Turbinenschaufeln durch Keramikschaufeln eine Verschlechterung des Turbinenwirkungsgrads zu erwarten ist, wird dieser Aspekt final in Kap. 6.6 beleuchtet.

### **6.1 Triebwerksmodell und Randbedingungen**

Als Referenztriebwerk für Studien dieser Arbeit dient das PW1100G-JM von *Pratt & Whitney*, vgl. Abb. 4.3. Das Triebwerk kann als ziviler Turbofan kategorisiert werden und treibt den Airbus A320neo an [Sat14]. Es gilt darüber hinaus als der weltweit erste Getriebefan und zählt zu den modernsten Triebwerken am Markt. Ein GTlab-Triebwerksmodell des PW1100G-JM wird von der Abteilung Triebwerk des Instituts für Antriebstechnik zur Verfügung gestellt. Dieses wurde im DLR-Projekt *PERFECT* im Rahmen einer Nachauslegung entwickelt [Rei20]. An dieser Stelle wird zudem ausdrücklich darauf hingewiesen, dass das Triebwerksmodell nicht auf den exakten Daten des PW1100G-JM beruht, sondern auf Basis öffentlich zugänglicher Literatur nachempfunden wurde.

Das Performance-Modell sowie das geometrische Datenmodell des PW1100G-JM aus *PERFECT* werden in Anhang B dargestellt. Mithilfe der Modelle werden im Laufe dieser Arbeit Studien durchgeführt, um das Potenzial keramischer Faserverbundwerkstoffe in einem modernen zivilen Turbofan zu untersuchen. Der Fokus in den folgenden Unterkapiteln liegt dabei zunächst auf dem thermodynamischen Potenzial durch eine höhere CMC-Werkstoffgrenztemperatur. Anschließend wird in Kap. 7 die Gewichtsreduzierung durch den CMC-Einsatz betrachtet.

Zur Untersuchung des thermodynamischen Potenzials von faserverstärkten Keramiken wird das Performance-Modell des PW1100G-JM aus *PERFECT* genutzt. Da im weiteren Verlauf Design-Studien mit variierenden Performance-Parametern vor dem Hintergrund eines CMC-Einsatzes durchgeführt werden, wird eingangs das in dieser Arbeit verwendete Design-Gleichungssystem in **Tab. 6.1** präsentiert. In der dargestellten Form generiert das Gleichungssystem die Performance-Daten aus *PERFECT* und wird infolgedessen als Referenzzustand für alle weiteren Analysen festgelegt. Dementsprechend wird das berechnete Triebwerksdesign ohne CMC-Komponenten auch als *metallisches Referenztriebwerk* bezeichnet.

**Tab. 6.1:** Design-Gleichungssystem des PW1100G-JM Performance-Modells aus *PERFECT* im Referenzzustand

Randbedingungen Cruise	Independents	Dependents
$H = 10630 \text{ m}$	$FAR_{BK}$	$T_{t4} = 1545 \text{ K}$
$Ma_0 = 0,78$	$\Pi_{Booster}$	$OPR = 38,574$
$\Delta T_{ISA} = 0 \text{ K}$	$BPR$	$F_N = 22800 \text{ N}$
$\dot{m}_1 = 233,165 \text{ kg/s}$	$FPR_{Core}$	$\frac{FPR_{Byp}}{FPR_{Core}} = 1,139$
$\dot{m}_{rel,KL} = 21,2 \%$	$FPR_{Byp}$	$\eta_{Trans} = \left( \frac{c_{18,id}}{c_{8,id}} \right)_{opt}$
	$\Pi_{HPC}$	$\frac{\Pi_{HPC}}{\Pi_{Booster}} = 4,788$
	$\eta_{HPS}$	$u_{Tip,HPC} = 432,206 \text{ m/s}$
	$\eta_{LPS}$	$u_{Tip,Fan} = 267,581 \text{ m/s}$

Nachfolgend wird der Aufbau des Design-Gleichungssystems in Bezugnahme auf Tab. 6.1 erläutert:

- Der Design-Point liegt im Cruise. Die Werte für die Flughöhe  $H$ , die Flugmachzahl  $Ma_0$  und Temperaturabweichung von der ICAO-Standardatmosphäre  $\Delta T_{ISA}$  werden als Randbedingung vorgegeben.
- Wie in Kap. 5.2 geschildert wurde, wird der Schub  $F_N$  und der Eintrittsmassenstrom  $\dot{m}_I$  als konstant angenommen. Dabei wird der Eintrittsmassenstrom als Randbedingung und der Schub als Dependent festgelegt.
- In dem Performance-Modell werden die Hochdruckturbine sowie die erste Stufe der Niederdruckturbine gekühlt. Im Referenzzustand beträgt die gesamte relative Kühlluftentnahme des Sekundärluftsystems am Austritt des Hochdruckverdichters  $\dot{m}_{rel,KL}$  für beide Turbinen 21,2 %, vgl. Gl. 4.18. Davon werden 19,7% der Hochdruckturbine und 1,5 % der Niederdruckturbine zugeführt. Im Design-Gleichungssystem wird dies durch entsprechende Randbedingungen berücksichtigt. Zur Beurteilung des CMC-Potenzials werden im weiteren Verlauf Kühlluftreduktionen durchgeführt, wobei die relative Kühlluftentnahme sukzessive verringert wird. Im Zuge dessen wird die Kühlluftaufteilung zwischen Hoch- und Niederdruckturbine nicht verändert, sodass stets gilt:  $\dot{m}_{rel,KL}^{HPT}/\dot{m}_{rel,KL}^{LPT} = 0,197/0,015$ .
- In den folgenden Design-Studien werden die T4 sowie das OPR variiert. Dabei wird der Quotient aus Fandruckverhältnis im Neben- und Kernstrom  $FPR_{Byp}/FPR_{Core}$  sowie der Quotient aus HPC-Druckverhältnis und Booster-Druckverhältnis  $\Pi_{HPC}/\Pi_{Booster}$  konstant gehalten. Das optimale Verhältnis der Strahlgeschwindigkeiten des Neben- und Kernstroms  $(c_{18,id}/c_{8,id})_{opt}$  stellt sich je nach Transmissionswirkungsgrad  $\eta_{Trans}$  ein, vgl. Gl. 4.7.
- Die Drehzahlen der Hoch- und Niederdruckwelle  $n_{HPS}$  und  $n_{LPS}$  im Design werden stets so angepasst, dass die vorgegebenen Blattspitzengeschwindigkeiten des Fans  $u_{Tip,Fan}$  und des Hochdruckverdichters  $u_{Tip,HPC}$  eingehalten werden. Zwar besitzt diese Bedingung keinen Einfluss auf die Performance, jedoch ist die Drehzahlmodellierung für die später in Kap. 7 durchgeführte Gewichtsabschätzung relevant.
- Insgesamt werden somit alle Druckverhältnisse im Verdichterstrang, die Drehzahlen der Hoch- und Niederdruckwelle sowie das FAR der Brennkammer und das BPR als Independents kategorisiert. Gedanklich können diese den Dependents wie in Tab. 6.1 aufgeführt gegenübergestellt werden. Für den Solver in GTlab spielt die Zuordnung aber keine Rolle.
- Die Wirkungsgradmodellierung der Turbokomponenten im Zuge von Design-Studien basiert auf Korrelationen nach [Gri04], vgl. Kap. 6.2.

Eine ausführliche Auflistung wichtiger Performance-Daten des PW1100G-JM-Modells im Referenzzustand wird in Anhang B präsentiert. Zudem werden die Randbedingungen und Performance-Daten aller im Rahmen dieser Arbeit relevanten Off-Design-Points im Referenzzustand aufgeführt.

Eine geeignete Kenngröße zur Beurteilung des thermodynamischen Gewinns durch den Einsatz von faserverstärkten Keramiken ist der SFC, vgl. Gl. 4.14. Indem der SFC des metallischen Referenztriebwerks ohne CMC-Komponenten mit dem SFC eines CMC-Triebwerks verglichen wird, kann der Einfluss des CMC-Einsatzes aus thermodynamischer Perspektive beurteilt werden. Auf Basis von Tab. 6.1 ergibt sich für das Triebwerksmodell des PW1100G-JM aus *PERFECT* ein Referenzwert von  $SFC_{ref} = 13,6086 \text{ g/kNs}$  im Cruise. Werden für das Triebwerksmodell nun CMC-spezifische Annahmen getroffen, so kann durch einen Vergleich zwischen  $SFC_{CMC}$  und  $SFC_{ref}$  direkt beurteilt werden, ob die CMC-Annahmen zu einer Verbesserung oder einer Verschlechterung führen. Da im Cruise in der Regel der größte Kraftstoffverbrauch vorliegt und sich ein ziviles Flugzeug während einer Flugphase die meiste Zeit in diesem Betriebspunkt befindet, sollte der SFC-Vergleich im Cruise-Betriebspunkt durchgeführt werden, vgl. Tab. 6.1. Zusammenfassend gilt somit für die durch CMC-spezifische Annahmen resultierende SFC-Änderung  $\Delta SFC$ :

$$\Delta SFC = \frac{SFC_{CMC}}{SFC_{ref}} - 1 \quad \begin{cases} \Delta SFC > 0 = \text{Verschlechterung} \\ \Delta SFC < 0 = \text{Verbesserung} \end{cases} \quad \text{Gl. 6.1}$$

## 6.2 Modellierung der Komponentenwirkungsgrade

Im Rahmen der Wirkungsgradmodellierung von Turbokomponenten werden in dieser Arbeit folgende Aspekte berücksichtigt: Generell sinkt der Komponentenwirkungsgrad bei einer Verkleinerung von Verdichtern oder Turbinen, was unter anderem mit einem steigenden Einfluss der Radialspalte und Fertigungstoleranzen sowie der Reynoldszahl begründet werden kann [Gri04]. Des Weiteren verschlechtert die Kühlung die Energiewandlungsgüte von Turbinen, da die austretende Kühlluft die Heißgasströmung abkühlt und die Aerodynamik der Turbinenschaufeln beeinträchtigt, vgl. Kap. 3.1. Werden CMC-Schaufeln in einer Turbine eingesetzt, so ist eine zusätzliche Verschlechterung des Wirkungsgrads zu erwarten, denn aller Voraussicht nach werden Keramikschaufeln aus fertigungstechnischen Gründen nicht die gleiche strömungsmechanische Güte wie metallische Schaufeln erreichen. Der CMC-Einfluss auf den Turbinenwirkungsgrad wird dabei detaillierter in Kap. 6.6 thematisiert.



Basierend auf [Gri04] sowie unter Berücksichtigung der zuvor geschilderten Aspekte wird folgender Modellierungsansatz für den polytropen Wirkungsgrad  $\eta_{pol}$  einer Turbokomponente abgeleitet:

$$\eta_{pol} = \eta_{pol}^{Größe}(\dot{m}_{red,E}, \lambda) - \Delta\eta_{pol}^{KL} \left( \frac{\dot{m}_{T,KL}}{\dot{m}_{T,E}} \right) - \Delta\eta_{pol}^{CMC} \quad \text{Gl. 6.2}$$

- Größeneinfluss  $\eta_{pol}^{Größe}$   $\rightarrow$  Korrelation nach [Gri04]
- Kühlluftwirkungsgraddefizit  $\Delta\eta_{pol}^{KL}$   $\rightarrow$  Korrelation nach [Gri04]
- CMC-Wirkungsgraddefizit  $\Delta\eta_{pol}^{CMC}$   $\rightarrow$  Abschätzung (ab Kap. 6.6 berücksichtigt)

Zur Modellierung des Größen- und Kühlluftinflusses werden Korrelationen nach [Gri04] verwendet, die in Anhang C aufgeführt werden und aus bestehenden Triebwerken ermittelt wurden. Nach [Gri04] verschlechtert sich der Term  $\eta_{pol}^{Größe}$  hin zu einem kleineren reduzierten Durchsatz im Komponenteneintritt  $\dot{m}_{red,E}$ , der gemäß [Gri04] repräsentativ für die Größe einer Komponente genutzt wird und für dessen Berechnung auf Anhang D verwiesen wird. Mittels des Parameters  $\lambda$  wird Gl. 6.2 jeweils auf die Komponentenwirkungsgrade des metallischen Referenztriebwerks kalibriert, vgl. Anhang C. Die Kalibrierung betrifft dabei alle Komponenten im Kerntriebwerk (Booster, HPC, HPT, LPT). Der Fanwirkungsgrad ändert sich durch Gl. 6.2 nicht, da der Eintrittsmassenstrom im Zuge von Design-Studien konstant gehalten wird, vgl. Tab. 6.1. Darüber hinaus gilt es zu erwähnen, dass bei der Modellierung des Größeneinflusses nur die zugrundeliegenden Gradienten für  $\eta_{pol}^{Größe}$  verwendet werden, denn die absoluten Wirkungsgrade im Referenzzustand sind bereits aus *PERFECT* bekannt.

Das Wirkungsgraddefizit infolge von Kühlung  $\Delta\eta_{pol}^{KL}$  für eine Turbine wird auf Basis des Verhältnisses aus gesamten Turbinenkühlluftmassenstrom und Turbineneintrittsmassenstrom  $\dot{m}_{T,KL}/\dot{m}_{T,E}$  modelliert. Je größer dieses Verhältnis ist, desto stärker verschlechtert sich der Turbinenwirkungsgrad, vgl. Anhang C. Wie bereits in Kap. 5.2 geschildert wurde, wird angenommen, dass bei der Kühlung im Performance-Modell nur die Turbinenbeschaufelung berücksichtigt wird und alle peripheren Turbinenkomponenten abseits der Heißgasströmung, wie z.B. Scheiben, vernachlässigt werden. Nach [Gri04] trägt die im Lauf- und Leitrad einer Turbinenstufe zugeführte Kühlluft maßgeblich zum Kühlluftwirkungsgraddefizit bei, weshalb die Nutzung der Korrelation unter den angenommenen Vereinfachungen vertretbar ist.

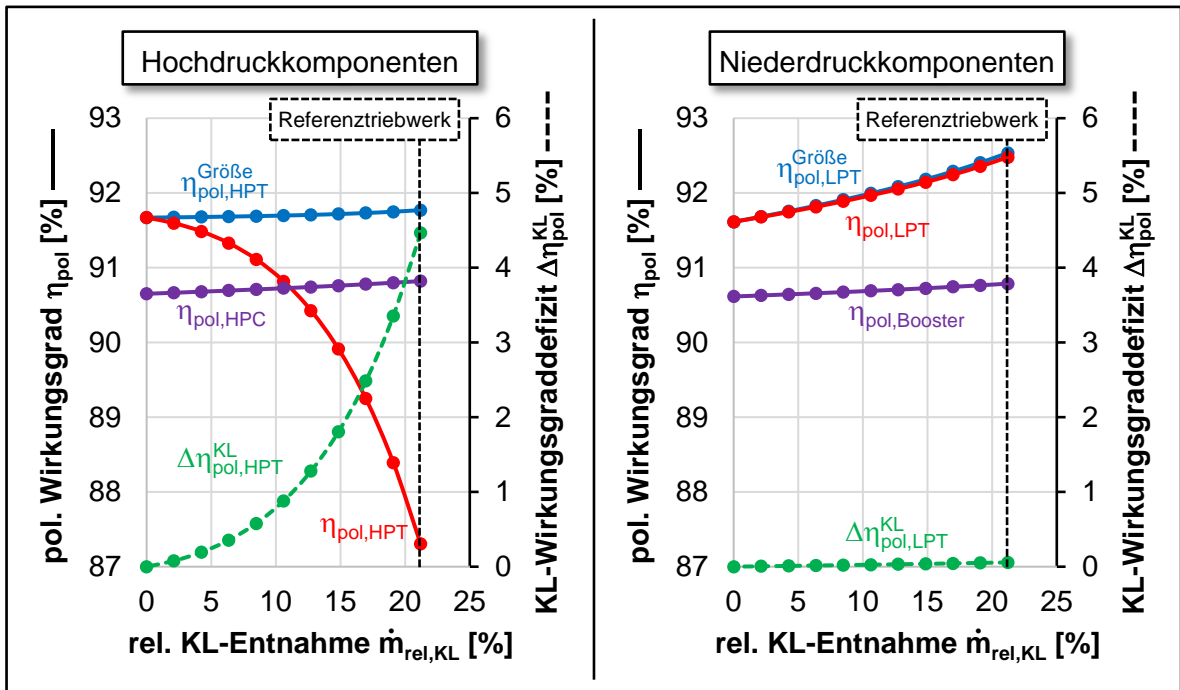
Weil Keramikschaufeln aus fertigungstechnischen Gründen aller Voraussicht nach nicht die gleiche strömungsmechanische Güte wie metallische Schaufeln erreichen (vgl. Kap. 6.6), muss bei der Wirkungsgradmodellierung von Turbinen mit keramischer Beschaufelung zudem ein CMC-Wirkungsgraddefizit  $\Delta\eta_{pol}^{CMC}$  berücksichtigt werden. Dieses beschreibt den Wirkungsgradunterschied zwischen einer Turbine mit CMC-Schaufeln und einer Turbine mit rein

metallischer Beschaukelung. Da für Keramikschaufeln derzeit noch keine geeigneten Korrelationen oder Messdaten existieren, kann das CMC-Wirkungsgraddefizit lediglich abgeschätzt werden. Einflussfaktoren auf diese Abschätzung werden dabei in Kap. 6.6 diskutiert. In den folgenden Studien wird das CMC-Wirkungsgraddefizit zunächst vernachlässigt, da grundlegende Untersuchungen sowie die Identifizierung erster Trends im Vordergrund stehen. Anschließend wird in Kap. 6.6 das CMC-Wirkungsgraddefizit berücksichtigt, um die Auswirkung dessen auf die bisherigen Ergebnisse zu analysieren.

An dieser Stelle soll des Weiteren darauf hingewiesen werden, dass die Korrelationen nach [Gri04] zwar nur für Take-Off und ICAO-Standardbedingungen gelten, jedoch in den späteren Design-Studien mit dem Auslegungspunkt im Cruise genutzt werden. Aufgrund folgender Aspekte ist dies möglich: Da der Quotient  $\dot{m}_{T,KL}/\dot{m}_{T,E}$  im Design bereits bekannt ist und die relative Kühlluftentnahme des Sekundärluftsystems betriebspunktunabhängig modelliert wird (vgl. Gl. 4.18), ist der Quotient  $\dot{m}_{T,KL}/\dot{m}_{T,E}$  in allen Betriebspunkten gleich. Geringfügige Unterschiede entstehen lediglich durch leicht variierende Brennstoff/Luft-Verhältnisse, die aber in guter Näherung vernachlässigt werden können. Darüber hinaus generieren die reduzierten Durchsätze im Komponenteneintritt  $\dot{m}_{red,E}$  sowohl im Cruise als auch im Take-Off nahezu die gleichen Werte für  $\eta_{pol}^{Größe}$  im relevanten Untersuchungsbereich. Dies kann durch einen Vergleich zwischen dem Design-Point *Cruise* und dem Off-Design-Point *Maximum Take-Off* (kurz: MTO) gezeigt werden, der basierend auf [ICA20] erstellt wird, vgl. Anhang B. Bei dem Vergleich werden für alle Turbokomponenten im Kerntriebwerk die Werte für  $\eta_{pol}^{Größe}$  für beide Betriebspunkte in einem  $\lambda$ -Intervall von 0 bis 1 berechnet. Anschließend werden die prozentualen Abweichungen ermittelt, wobei die größte Abweichung nur 0,046 % beträgt (LPT,  $\lambda = 0$ ). Insgesamt ist der Fehler im untersuchten Bereich also vernachlässigbar klein und der Größeneinfluss  $\eta_{pol}^{Größe}$  kann auch auf Basis des Cruise-Points adäquat modelliert werden.

In **Abb. 6.1** werden die Verläufe der polytropen Komponentenwirkungsgrade, die mittels der Korrelationen nach [Gri04] modelliert werden, im Zuge einer Kühlluftreduktion dargestellt. Dabei wird die relative Kühlluftentnahme des Sekundärluftsystems ausgehend vom Referenzzustand ( $\dot{m}_{rel,KL} = 21,2 \%$ ) sukzessive bis 0 % verringert. Wie später in Kap. 6.5 erläutert wird, schrumpft bei einer Kühlluftreduktion unter den gegebenen Randbedingungen das Kerntriebwerk. Infolgedessen sinkt der Größeneinfluss  $\eta_{pol}^{Größe}$  in Gl. 6.2 hin zu kleinen Kühlluftmengen und somit auch der Booster-, HPC-Wirkungsgrad sowie der Wirkungsgrad der schwach gekühlten Niederdruckturbine. Da die Modellierung des Größeneinflusses gemäß [Gri04] bei Turbinen größere Gradienten als bei Verdichtern aufweist (vgl. Anhang C), sinkt der Wirkungsgrad der Niederdruckturbine zudem stärker als der Booster- oder HPC-Wirkungsgrad. Im Rahmen einer

Kühlluftreduktion fällt die Verkleinerung der Hochdruckturbine im Vergleich zu den anderen Komponenten am geringsten aus, weswegen für diese Komponente der Größeneinfluss  $\eta_{pol,HPT}^{Größe}$  nur vergleichsweise schwach sinkt. Im Referenzzustand weist die Hochdruckturbine ein relativ großes Kühlluftwirkungsgraddefizit  $\Delta\eta_{pol,HPT}^{KL}$  von 4,5 % auf, das jedoch durch die Verringerung der Kühlluft reduziert oder im ungekühlten Zustand gar eliminiert werden kann. Aufgrund des superlinearen Verlaufs von  $\Delta\eta_{pol,HPT}^{KL}$  erwirken schon kleine Kühlluftreduktionen eine wesentliche Wirkungsgradverbesserung, weshalb der Verlauf des HPT-Wirkungsgrads  $\eta_{pol,HPT}$  trotz eines leicht sinkenden Größeneinflusses  $\eta_{pol,HPT}^{Größe}$  bis zum ungekühlten Zustand ansteigt.



**Abb. 6.1:** Verlauf der polytropen Wirkungsgrade der Hoch- und Niederdruckkomponenten im Kerntriebwerk aufgetragen über einer Design-Kühlluftreduktion im Referenzzustand (Design-Studie /  $OPR_{ref} = 38,574$  /  $T_{t4,ref} = 1545$  K)

Insgesamt besteht somit ein großes Potenzial zur Verbesserung des Hochdruckturbinenwirkungsgrads durch Kühlluftreduktion. Keramische Faserverbundwerkstoffe bieten eine Möglichkeit zur Ausschöpfung dieses Potenzials, da diese gegenüber Metallen eine deutlich größere Temperaturbeständigkeit aufweisen.

### 6.3 Kühlluftmodellierung

Um die Werkstofftemperatur von gekühlten Turbinenschaufeln abschätzen zu können, wird in dieser Arbeit das Kühlluftmodell von *Jonsson & Bolland* verwendet [Jon05]. Von diesem Modell wird dabei nur der Modellierungsansatz zur Kühlluftentnahme genutzt. Zur Kühlluftückführung schlagen *Jonsson & Bolland* vor, die gesamt entnommene Kühlluft vor der Turbine zurück in den Kernstrom einzuspeisen, wodurch die Expansionsarbeit für eine ungekühlte Turbine berechnet wird. Um die Expansionsarbeit nachträglich an eine gekühlte Turbine anzupassen, geben *Jonsson & Bolland* Korrekturfaktoren an, die jedoch in der vorliegenden Arbeit nicht verwendet werden. Stattdessen wird direkt in GTlab festgelegt, welcher Kühlluftanteil bei der Rückführung in die Turbine Arbeit verrichtet und welcher nicht.

Da im Performance-Modell des PW1100G-JM aus *PERFECT* die Kühlluft an geeigneten Stellen in die Turbinen eingespeist wird, wird die zugrundeliegende Kühlluftückführung unverändert für alle weiteren Studien übernommen. Wie in Kap. 5.2 geschildert wurde, wird zudem angenommen, dass die entnommene Kühlluft nur zur Kühlung der Turbinenbeschaufelung dient. Die Modellierung des Turbinenwirkungsgraddefizits infolge der Kühlung erfolgt auf Basis von Gl. 6.2.

In [Jon05] präsentieren *Jonsson & Bolland* Gl. 6.3, die einen Zusammenhang zwischen dem Kühlluftmassenstrom einer Turbine und der maximal ertragbaren Schaufeltemperatur innerhalb der Turbine herstellt. Zur Nutzung der Gleichung wird keine Turbinengeometrie benötigt und die errechnete Schaufeltemperatur kann als eine generische Oberflächentemperatur interpretiert werden, die die Temperaturbeständigkeit des Schaufelwerkstoffs beschreibt. Die Anzahl der Turbinenstufen wird dabei mithilfe des Parameters  $b$  modelliert (Stufe = Leitrad + Laufrad). In Anbetracht dieser Voraussetzungen ist demnach eine Unterscheidung zwischen der Schaufeltemperatur in verschiedenen Stufen oder sogar Schaufelreihen nicht möglich. Zudem erschwert dieser Aspekt deutlich die Kühlluftmodellierung für verschiedene Werkstoffe innerhalb der Turbine, wie z.B. CMC-Statorschaukeln in Kombination mit metallischen Rotorschaukeln.

Nach [Jon05] gilt repräsentativ für die Hochdruckturbine:

$$\frac{\dot{m}_{KL}}{\dot{m}_4} = \frac{c_{p,G}}{c_{p,KL}} \cdot b \cdot \left( \frac{T_{t4} - T_B}{T_B - T_{t3}} \right)^s \quad \text{Gl. 6.3}$$

In Gl. 6.3 beschreibt  $T_{t3}$  die Kühllufttemperatur am Austritt des Hochdruckverdichters,  $T_{t4}$  die Heißgasttemperatur am Austritt der Brennkammer,  $\dot{m}_{KL}/\dot{m}_4$  das Verhältnis aus dem Kühlluftmassenstrom der Turbine und Massenstrom am Brennkammeraustritt und  $T_B$  die maximal ertragbare Schaufeltemperatur innerhalb der Turbine, die im Folgenden nur noch als Schaufeltemperatur bezeichnet wird. An dieser Stelle ist zudem zu erwähnen, dass das

Kühlluftmodell im Rahmen dieser Arbeit mit Totalgrößen verwendet wird. Somit wird für die Schaufeltemperatur stets die größtmögliche Temperatur angenommen, die in einem Staupunkt an der Schaufelvorderkante herrscht. Mithilfe der zuvor geschilderten (Total-)Temperaturen sowie der zugehörigen Totaldrücke und spezifischen Totalenthalpien können die spezifischen Wärmekapazitäten  $c_{p,G}$  und  $c_{p,KL}$  in Gl. 6.3 wie folgt berechnet werden [Jon05]:

$$c_{p,G} = \frac{h_{t4} - h_t(T_B, p_{t4})}{T_{t4} - T_B} \quad \text{und} \quad c_{p,KL} = \frac{h_t(T_B, p_{t3}) - h_{t3}}{T_B - T_{t3}} \quad \text{Gl. 6.4}$$

Die Parameter  $s$  und  $b$  können als Technologieparameter aufgefasst werden und beschreiben das Niveau der Schaufelkühltechnologie. Der Parameter  $s$  kann in einem Bereich von 1 bis 2 variiert werden, wobei ein  $s$  von 1 die konvektive Kühlung repräsentiert. Werte von  $s$  größer als 1 können als Tendenz in Richtung Filmkühlung interpretiert werden, jedoch wird dies nicht explizit in [Jon05] formuliert. Der Parameter  $b$  kann als ein Maß für die Kühleffizienz und/oder die Anzahl der gekühlten Turbinenstufen aufgefasst werden. Kleine  $b$  stehen für eine hohe Kühleffizienz und/oder wenig gekühlte Stufen. In **Tab. 6.2** werden die in [Jon05] empfohlenen Wertebereiche für  $s$  und  $b$  zusammenfassend dargestellt, wobei zur Berechnung der Kühleffektivität  $\eta_{KL}$  auf [Jon05] verwiesen wird.

**Tab. 6.2:** Wertebereiche der Technologieparameter  $s$  und  $b$  nach [Jon05]

$s = 1$				
Anzahl gekühlte Stufen	1 Stufe		2 Stufen	
$\eta_{KL}$ [-]	0,3 - 0,5	0,6 - 0,8	0,3 - 0,5	0,6 - 0,8
$b$ [-]	0,1 - 0,3	0,1 - 0,2	0,2 - 0,7	0,1 - 0,3

$1 < s \leq 2$		
Anzahl gekühlte Stufen	1 Stufe	2 Stufen
$b$ [-]	0,05 - 0,1	0,1 - 0,2

Bevor das Kühlluftmodell von *Jonsson & Bolland* in Kombination mit einem Triebwerksmodell in GTlab genutzt wird, ist das Kühlluftmodell zu validieren. Dazu wurde das Modell zunächst in GTlab implementiert und anschließend generisch untersucht. Im Zuge dessen wurden Parameterstudien durchgeführt, deren Ergebnisse im Folgenden stichpunktartig erläutert werden:

- Je größer der Kühlluftmassenstrom ist, desto geringer ist die Schaufeltemperatur. Werkstoffe mit einer geringen Temperaturbeständigkeit benötigen somit mehr Kühlluft.
- Je größer die Heißgastemperatur ist, desto mehr Kühlluft wird für die Einhaltung einer konstanten Schaufeltemperatur benötigt.
- Je größer die Kühllufttemperatur ist, desto mehr Kühlluft wird für die Einhaltung einer konstanten Schaufeltemperatur benötigt.
- Größere  $s$  als 1 können als eine effizientere Schaufelkühltechnologie interpretiert werden. Eine Steigerung des Technologieparameters  $s$  führt somit zu einem verringerten Kühlluftbedarf bei gleicher Schaufeltemperatur.
- Kleine  $b$  repräsentieren eine hohe Kühleffektivität und/oder wenig gekühlte Turbinenstufen. Eine Reduktion des Technologieparameters  $b$  führt somit zu einem verringerten Kühlluftbedarf bei gleicher Schaufeltemperatur.
- Im für Triebwerke typischen untersuchten Bereich ist der Parameter  $b$  deutlich sensitiver als der Parameter  $s$  (Basis von  $s$  generell nahe 1, Exponent  $s$  maximal 2). Demzufolge kann  $b$  als ein Kalibrierungsfaktor und  $s$  als ein (Nach-)Justierungsfaktor interpretiert werden.

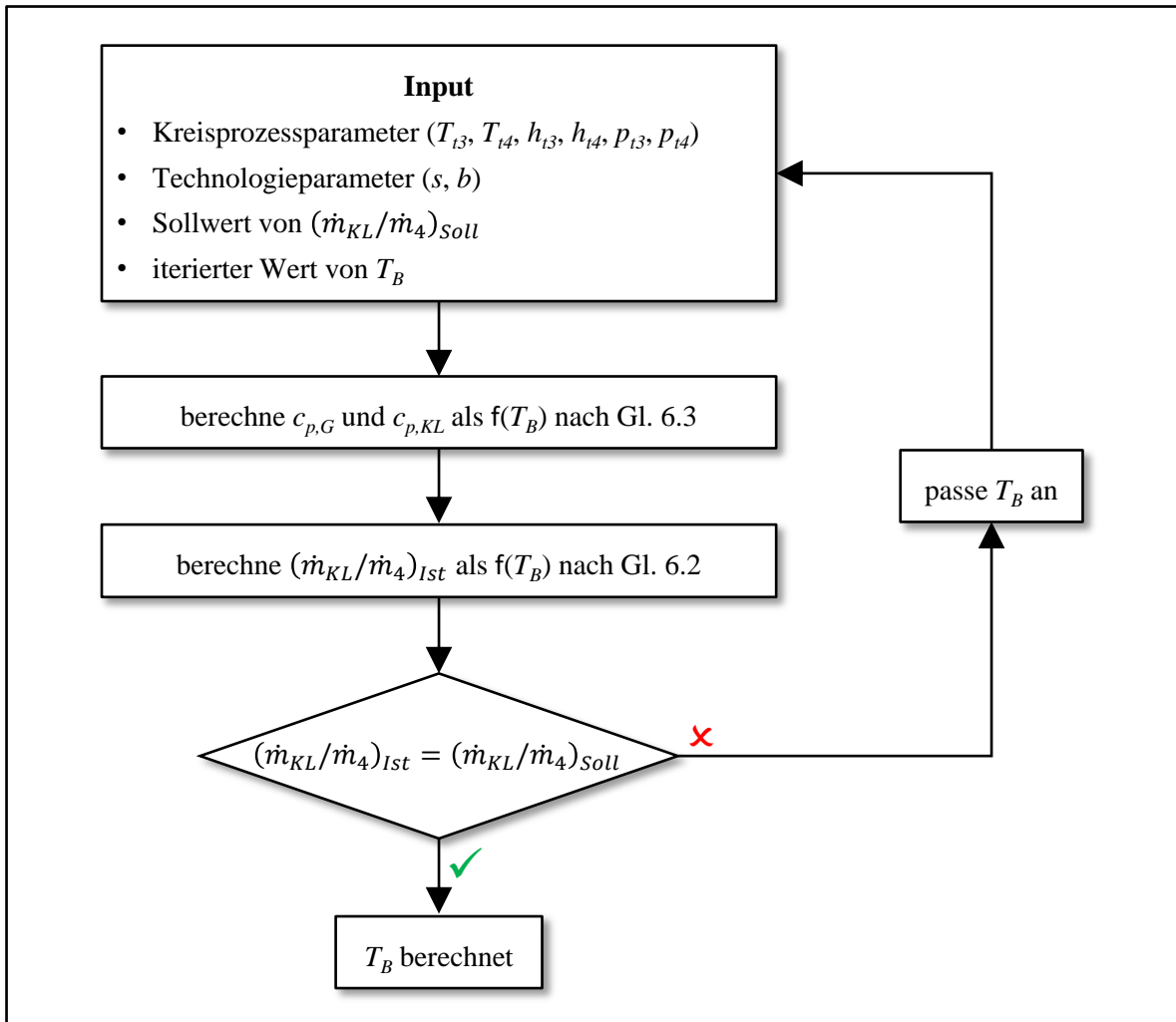
Wie die Parameterstudien zeigen, liefert das Kühlluftmodell von *Jonsson & Bolland* physikalisch schlüssige Ergebnisse. Infolgedessen eignet sich das Kühlluftmodell zum weiteren Einsatz in einem Triebwerksmodell.

Generell kann das Kühlluftmodell von *Jonsson & Bolland* sowohl zur Neuauslegung eines Triebwerksmodells als auch zur Nachrechnung eines bestehenden Triebwerksmodells genutzt werden. Bei der Neuauslegung kann das Kühlluftmodell dazu eingesetzt werden, um den für eine Schaufeltemperatur nötigen Kühlluftmassenstrom zu berechnen. Da die Schaufeltemperatur  $T_B$  somit von vornherein festgelegt wird, können Gl. 6.3 und Gl. 6.4 direkt gelöst werden.

Wenn ein Triebwerksmodell in GTlab bereits existiert, besteht darüber hinaus die Möglichkeit, das Kühlluftmodell zu Nachrechnungszwecken zu nutzen. Beispielsweise kann für einen bekannten Kühlluftmassenstrom die Schaufeltemperatur nachgerechnet werden. Im Gegensatz zur Neuauslegung fungiert somit bei dieser Nachrechnungsaufgabe nicht der Kühlluftmassenstrom, sondern die Schaufeltemperatur als unbekannte Größe. Allerdings kann die Schaufeltemperatur  $T_B$  nur iterativ berechnet werden, da sie sowohl in Gl. 6.3 als auch in Gl. 6.4 enthalten ist und Gl. 6.3 wiederum von Gl. 6.4 abhängt.

Weil im weiteren Verlauf das Potenzial von CMC in dem bestehenden Performance-Modell aus *PERFECT* untersucht werden soll, ist der Kühlluftmassenstrom bereits bekannt und das Kühlluftmodell von *Jonsson & Bolland* wird zur Nachrechnung der Schaufeltemperatur genutzt. Im Rahmen der späteren Analysen gilt es, die Schaufeltemperatur stets in Relation zur

materialspezifischen Werkstoffgrenztemperatur zu betrachten. Wie bereits zuvor geschildert wurde, kann die Nachrechnung der Schaufeltemperatur nur iterativ erfolgen. Infolgedessen wurde in GTlab ein Iterationsschema implementiert, das schematisch in **Abb. 6.2** präsentiert wird. Im Zuge dessen werden die Kreisprozessparameter sowie die Technologieparameter als bekannt bzw. konstant angenommen.



**Abb. 6.2:** Iterationsschema zur Nachrechnung der Schaufeltemperatur  $T_B$

Im letzten Schritt gilt es, das Kühlluftmodell von *Jonsson & Bolland* in Kombination mit dem Performance-Modell des PW1100G-JM aus *PERFECT* einzusetzen. In diesem existiert bereits ein Kühlluftsystem (vgl. Anhang B), das in allen weiteren Studien zur Kühlluftmodellierung genutzt wird. Da in dem Performance-Modell die komplette Hochdruckturbinen sowie die erste Stufe der Niederdruckturbinen gekühlt sind, wird gemäß Kap. 5.2 der Einsatz von CMC-Schaufeln in der gesamten Hochdruckturbinen und in der ersten Stufe der Niederdruckturbinen angenommen. Das Kühlluftmodell von *Jonsson & Bolland* wird dabei nur auf die Hochdruckturbinen angewandt. Bei der

schwach gekühlten Niederdruckturbine wird vereinfachend angenommen, dass die Schaufeltemperatur  $T_{B,LPT}$  näherungsweise der Turbineneintrittstemperatur  $T_{t45}$  entspricht.

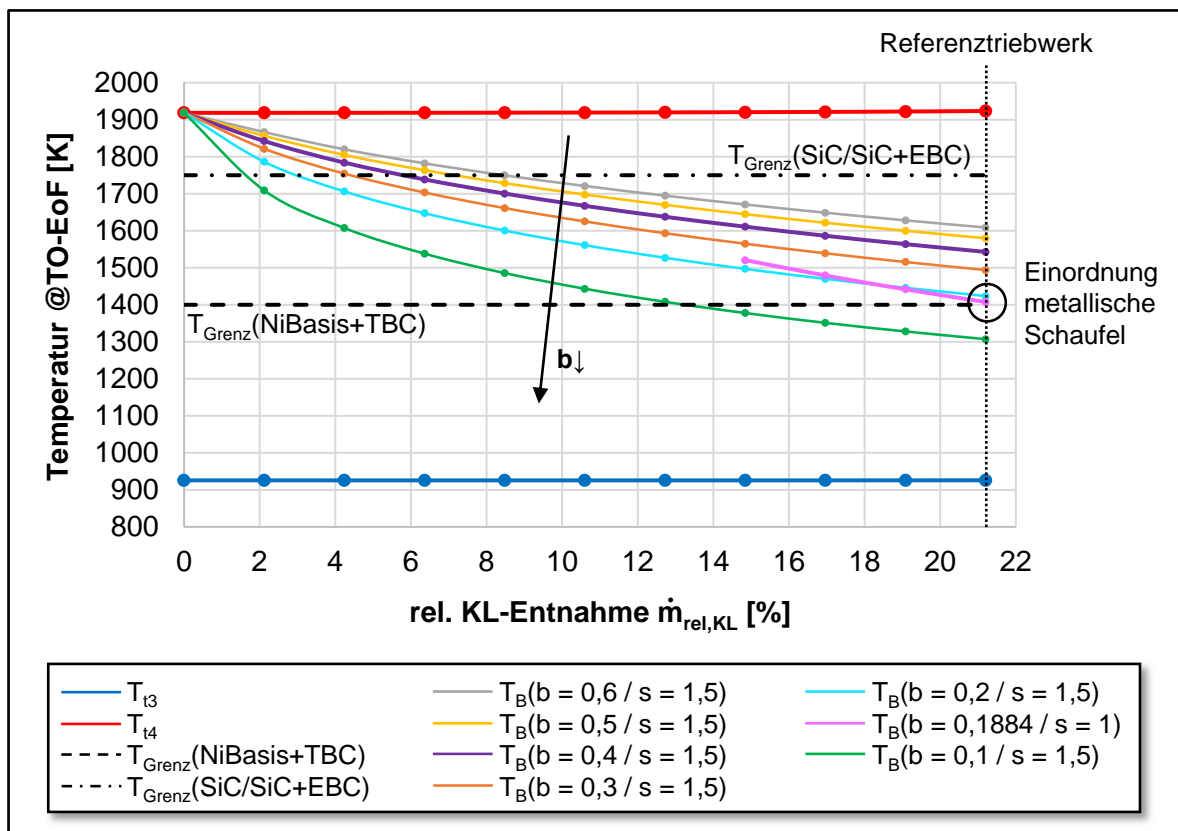
Ziel im weiteren Verlauf dieses Kapitels ist es, eine optimistische und eine pessimistische Abschätzung der Technologieparameter  $s$  und  $b$  für die CMC-Schaufeln in der Hochdruckturbine zu treffen. Da die von *Jonsson & Bolland* verwendeten Werte von  $s$  und  $b$  in [Jon05] nur für metallische Schaufeln gelten, können diese nicht direkt auf CMC-Schaufeln übertragen werden. Folgendes Vorgehen wird genutzt, um für die CMC-Hochdruckturbinenschaufeln die Technologieparameter  $s$  und  $b$  auf Basis des PW1100G-JM-Modells abzuschätzen: Zunächst wird im Design-Point (Cruise) bei unveränderten Modellparametern die relative Kühlluftentnahme des Sekundärluftsystems  $\dot{m}_{rel,KL}$  sukzessive verringert. Als Bezug dient dabei die relative Kühlluftentnahme des metallischen Referenztriebwerks von 21,2 %, vgl. Tab. 6.1. Im Anschluss werden die Auswirkungen der Kühlluftreduktion im Take-Off End of Field (kurz: TO-EoF) betrachtet, da in diesem Betriebspunkt bei zivilen Triebwerken in der Regel die größten thermischen Belastungen in der Turbine auftreten. Dementsprechend wird auch in diesem Betriebspunkt die Schaufeltemperatur für verschiedene  $s$  und  $b$  mithilfe des Kühlluftmodells von *Jonsson & Bolland* berechnet. An dieser Stelle ist zudem zu erwähnen, dass die relative Kühlluftentnahme im Off-Design (TO-EoF) identisch mit der im Design (Cruise) ist, vgl. Gl. 4.18. Schließlich werden die generierten Verläufe der Schaufeltemperatur mit materialspezifischen Werkstoffgrenztemperaturen verglichen, um geeignete Wertebereiche von  $s$  und  $b$  für CMC-Schaufeln abzuschätzen.

In **Abb. 6.3** und **Abb. 6.4** wird das HPT-Temperaturkennfeld des PW1100G-JM-Modells im Betriebspunkt TO-EoF für variierende Technologieparameter  $s$  und  $b$  präsentiert. Auf der Abszisse wird die bereits geschilderte Design-Kühlluftreduktion dargestellt, wobei das metallische Referenztriebwerk ganz rechts bei einer relativen Kühlluftentnahme von 21,2 % einzuordnen ist. Alle Punkte links davon mit einem geringeren Kühlluftmassenstrom sind nur mit einer besseren Kühltechnologie oder einem temperaturbeständigeren Werkstoff, wie z.B. CMC, zu realisieren. Die Schaufeltemperatur wird mittels des Kühlluftmodells von *Jonsson & Bolland* für verschiedene  $s$  und  $b$  bis zu einer relativen Kühlluftentnahme von 2,1 % berechnet, da die Modellierung zu kleiner Kühlluftmassenströme teilweise kritisch ist. Bei 0 % Kühlluft wird die Schaufeltemperatur gleich der Heißgastemperatur gesetzt. Es ist ersichtlich, dass im untersuchten Bereich der Parameter  $b$  einen größeren Einfluss auf die Schaufeltemperatur besitzt als  $s$ , was auch schon zuvor im Rahmen der generischen Untersuchung des Kühlluftmodells festgestellt wurde. Aufgrund dieser Sensitivitäten deckt eine Variation von  $b$  den gesamten Schaufeltemperaturbereich der  $s$ -Variation ab. Daher kann bei der Abschätzung von  $s$  und  $b$  für CMC-Schaufeln ein konstantes  $s$  festgelegt werden, da die zugrundeliegenden Unsicherheiten auch durch verschiedene  $b$  abgedeckt werden können.

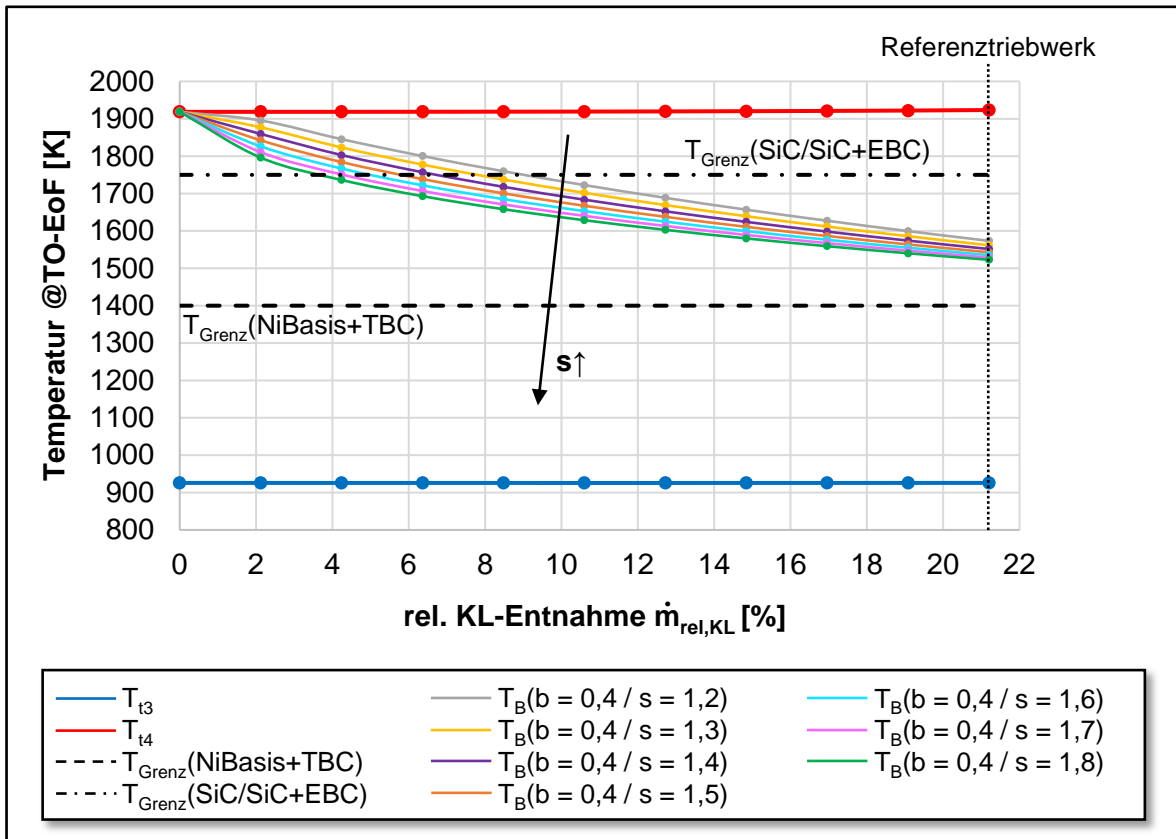


Infolgedessen wird  $s = 1,5$  gewählt, also der Mittelwert des von *Jonsson & Bolland* angegebenen Wertebereichs, vgl. Tab. 6.2.

Um den Parameter  $b$  für CMC-Schaufeln abzuschätzen, werden die Werkstoffgrenztemperaturen von SiC/SiC mit EBC-Beschichtung und einer modernen metallischen Schaufel aus Nickelbasis-Superlegierung mit TBC-Beschichtung im Temperaturkennfeld eingetragen, vgl. Abb. 6.3. Die Werkstoffgrenztemperaturen werden dabei zukunftsorientiert wie folgt angenommen:  $T_{Grenz}(NiBasis+TBC) = 1400\text{ K}$  [Seb19] und  $T_{Grenz}(SiC/SiC+EBC) = 1750\text{ K}$  (vgl. Tab. 2.1). Es wird deutlich, dass die metallische Schaufel in etwa bei  $b = 0,2$  und  $s = 1,5$  eingeordnet werden kann. Hierbei ist wieder nur das metallische Referenztriebwerk bei einer relativen Kühlluftentnahme von 21,2 % zu betrachten. In [Jon05] nutzen *Jonsson & Bolland* die Parameterkombination  $s = 1$  und  $b = 0,1884$  für metallische Schaufeln, die bei 21,2 % Kühlluft in guter Näherung die gleiche Schaufeltemperatur generiert. Wie in Kap. 3.4 geschildert wurde, ist die Kühleffizienz von CMC-Schaufeln nach derzeitigem Kenntnisstand aller Voraussicht nach schlechter als die von metallischen Schaufeln einzustufen. Demnach sollte bei CMC-Schaufeln in erster Näherung ein  $b$  größer als 0,2 gewählt werden. Im Rahmen dieser Arbeit wird das  $b$  von CMC-Schaufeln optimistisch mit 0,3 und pessimistisch mit 0,5 abgeschätzt.



**Abb. 6.3:** HPT-Temperaturkennfeld des PW1100G-JM-Modells für verschiedene  $b$   
(Design-Studie /  $OPR_{ref} = 38,574$ )



**Abb. 6.4:** HPT-Temperaturkennfeld des PW1100G-JM-Modells für verschiedene  $s$   
(Design-Studie /  $OPR_{ref} = 38,574$ )

Zusammenfassend wird in **Tab. 6.3** die optimistische und pessimistische Abschätzung der Technologieparameter  $s$  und  $b$  für CMC-Schaufeln der Hochdruckturbine dargestellt. Bildlich werden die daraus resultierenden Unsicherheiten durch die Schaufeltemperaturkurven von  $T_B(b = 0,3 / s = 1,5)$  und  $T_B(b = 0,3 / s = 1,5)$  in Abb. 6.3 eingegrenzt. Durch den Einsatz von CMC kann die Kühlluft somit bei unveränderten Modellparametern optimistisch auf ca. 4,2 % und pessimistisch auf ca. 7,1 % ohne eine Werkstoffzerstörung reduziert werden (siehe Schnittpunkte Schaufeltemperaturen & CMC-Werkstoffgrenztemperatur in Abb. 6.3). Dieses Ergebnis verdeutlicht das Potenzial von CMC-Werkstoffen zur Kühlluft einsparung sowie die wesentlich größere Temperaturbeständigkeit von faserverstärkten Keramiken gegenüber Metallen.

**Tab. 6.3:** Optimistische und pessimistische Abschätzung der Technologieparameter des Kühlluftmodells von *Jonsson & Bolland* für CMC-Schaufeln

Technologieparameter	optimistische Abschätzung	pessimistische Abschätzung
$s$ [-]	1,5	1,5
$b$ [-]	0,3	0,5

An dieser Stelle ist des Weiteren zu erwähnen, dass die zugrundeliegenden Unsicherheiten der getroffenen Abschätzung sowohl von den Kreisprozessparametern als auch von dem Kühlluftmassenstrom abhängen. Wie in Abb. 6.3 ersichtlich ist, sinkt die Unsicherheit zwischen pessimistischer und optimistischer Abschätzung hin zu kleinen Kühlluftmassenströmen. Darüber hinaus ist zu betonen, dass die Abschätzung nur nötig ist, da es für CMC-Schaufeln nach derzeitigem Kenntnisstand keine Kalibrierungsdaten gibt. Demzufolge besteht zukünftig ein großer Bedarf an Messdaten von Turbinen mit CMC-Schaufeln, um die Kühlluftmodellierung im Vorentwurfsstadium adäquat kalibrieren sowie auf Plausibilität prüfen zu können.

## 6.4 Retrofit eines zivilen Turbofans

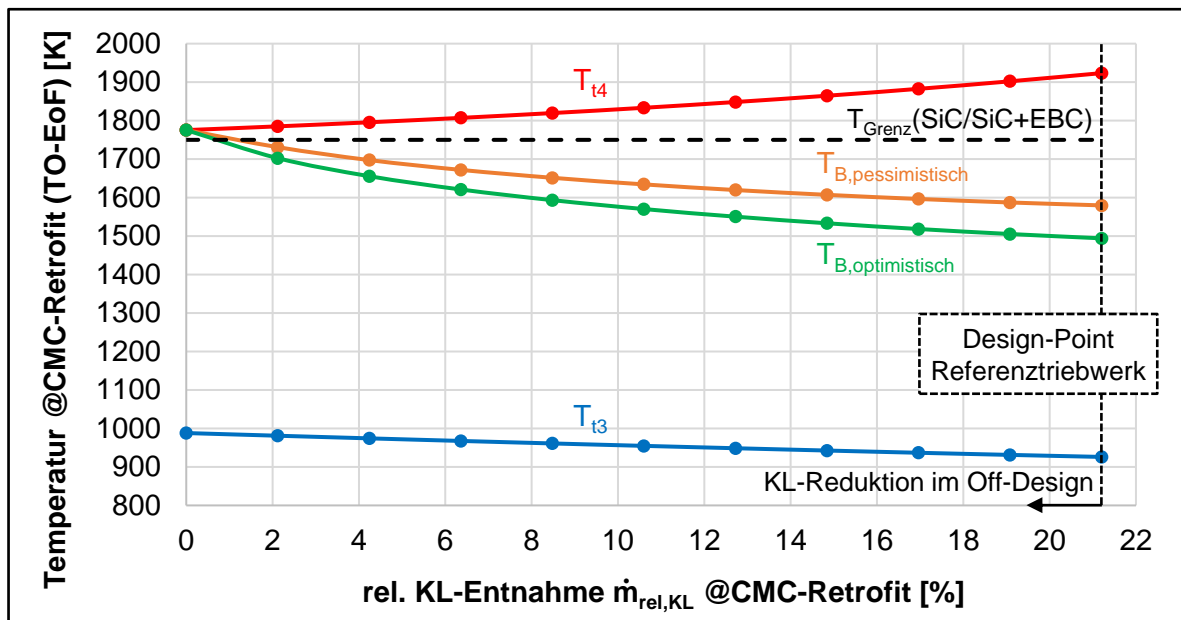
Bevor die Neuauslegung eines Triebwerks vor dem Hintergrund eines CMC-Einsatzes fokussiert wird, soll eingangs in diesem Kapitel untersucht werden, ob die Nachrüstung eines bestehenden Triebwerks mit CMC-Komponenten aus thermodynamischer Sicht sinnvoll ist und welche SFC-Verbesserung im Zuge dessen erzielt werden kann. Als Referenztriebwerk wird dazu wieder das in Kap. 6.1 präsentierte Triebwerksmodell des PW-1100G-JM genutzt.

In Kap. 3 wurden bereits metallische Bauteile für den CMC-Einsatz identifiziert. Das Ziel eines CMC-Retrofits ist es, metallische Komponenten in einem bestehenden Triebwerk durch CMC-Komponenten zu ersetzen, um das in Kap. 5.1 diskutierte Potenzial von CMC zu nutzen. Im Vergleich zu metallischen Werkstoffen bestehen die zentralen CMC-Benefits dabei einerseits in einer höheren Werkstoffgrenztemperatur und andererseits in einer Gewichtsreduzierung. Weil im Rahmen dieses Kapitels die Beurteilung des thermodynamischen Potenzials von CMC im Fokus steht, wird der Aspekt der Gewichtsreduzierung zunächst ignoriert und später in Kap. 7 separat untersucht.

Da bei einem Retrofit ein Triebwerk nur nachgerüstet wird, ist das Triebwerksdesign bereits festgelegt. Anders als in Kap. 6.2 und Kap. 6.3 ändert sich der Design-Point im Zuge des CMC-Retrofits demnach nicht, weshalb lediglich Off-Design-Studien durchgeführt werden können. Eine geeignete Retrofit-Studie, um das thermodynamische Potenzial von faserverstärkten Keramiken zu untersuchen, ist die Kühlluftreduktion im Off-Design, wobei die relative Kühlluftentnahme des Sekundärluftsystems im Design unverändert bleibt, vgl. Gl. 4.18. In Anbetracht der in Kap. 5.2 getroffenen Annahmen werden also die metallischen Schaufeln der gekühlten Turbinenstufen durch CMC-Schaufeln ersetzt und die Kühlluft wird solange verringert, bis die Schaufeltemperatur die CMC-Werkstoffgrenztemperatur erreicht. Anschließend können die Auswirkungen dieser Retrofit-Studie auf den SFC sowie die Wirkungsgrade der Turbokomponenten analysiert werden. Wie bereits

in Kap. 6.2 geschildert wurde, wird dabei das CMC-Wirkungsgraddefizit der Turbinen vorerst vernachlässigt, vgl. Gl. 6.2.

In Abb. 6.5 wird das HPT-Temperaturkennfeld des PW1100G-JM-Modells im heißesten Betriebspunkt (TO-EoF) in Kombination mit dem zuvor geschilderten CMC-Retrofit im Off-Design betrachtet. Der resultierende Betriebspunkt wird im Zuge dessen mit @CMC-Retrofit(TO-EoF) gekennzeichnet. Auf der Abszisse wird die durch CMC-Schaufeln ermöglichte Kühlluftreduktion im Off-Design dargestellt und mit @CMC-Retrofit bezeichnet. Hierbei ist erneut zu betonen, dass die relative Kühlluftentnahme des Sekundärluftsystems im Design weiterhin der des metallischen Referenztriebwerks entspricht. Dieses ist in Abb. 6.5 ganz rechts bei einer relativen Kühlluftentnahme von 21,2 % einzuordnen. Alle Punkte links davon liegen im Off-Design und sind Teil der CMC-Retrofit-Studie.



**Abb. 6.5:** HPT-Temperaturkennfeld des PW1100G-JM-Modells im Zuge des CMC-Retrofits (Off-Design-Studie mit Schubvorgabe, vgl. Anhang B /  $\dot{m}_{rel,KL}$  @Design = 21,2 %)

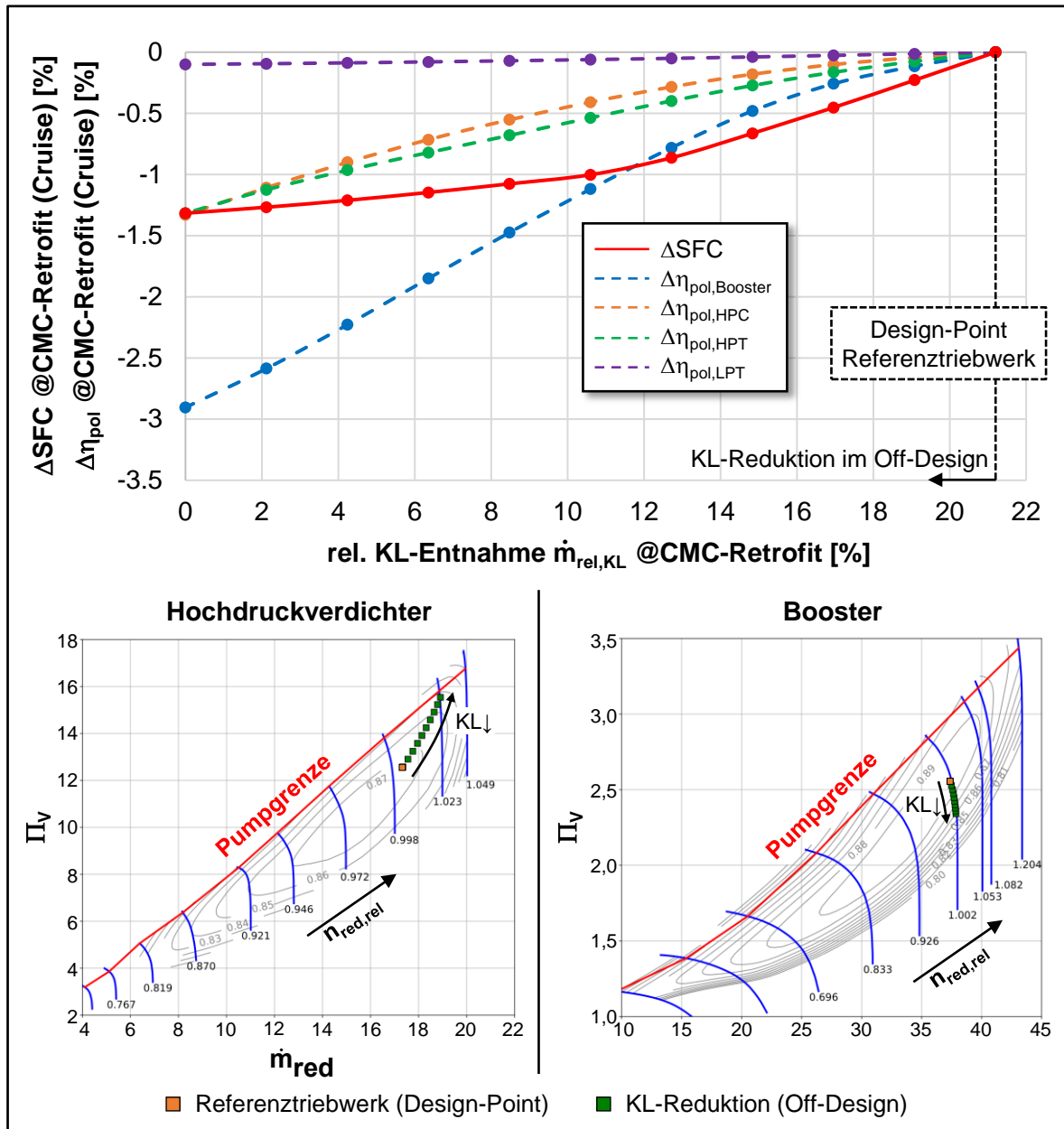
Weil für alle Off-Design-Points ein konstanter Schub vorgeben wird und mit zunehmender Kühlluftreduktion mehr Luft an der Verbrennung teilnimmt, sinkt die Heißgastemperatur  $T_{t4}$  hin zu kleineren Kühlluftmengen, um weiterhin die Schubanforderung zu erfüllen. Die Kühllufttemperatur  $T_{t3}$  steigt mit einer Verringerung des Kühlluftmassenstrom, was, wie nachfolgend gezeigt wird, mit einer Verschlechterung der Verdichterwirkungsgrade im Off-Design begründet werden kann. Basierend auf den Kreisprozessparametern und dem vorgegebenen Kühlluftmassenstrom wird mithilfe des Kühlluftmodells von Jonsson & Bolland (vgl. Kap. 6.3) die Schaufeltemperatur  $T_B$  der CMC-Hochdruckturbinenschaufeln bestimmt und mit der Werkstoffgrenztemperatur  $T_{Grenz}(SiC/SiC+EBC) = 1750\text{ K}$  verglichen. Es ist ersichtlich, dass sowohl mit der pessimistischen

als auch mit der optimistischen Abschätzung gemäß Tab. 6.3 der relative Kühlluftmassenstrom im Off-Design auf ca. 2 % reduziert werden kann, ohne dass die CMC-Werkstoffgrenztemperatur überschritten wird. Insgesamt ermöglicht der CMC-Retrofit somit eine signifikante Kühlluftreduktion, deren Auswirkung auf die Energiewandlungsgüte des Triebwerks nachfolgend analysiert wird.

Zur thermodynamischen Beurteilung der Off-Design-Kühlluftreduktion im Rahmen des CMC-Retrofits wird die Veränderung des SFC im Cruise gemäß Gl. 6.1 in **Abb. 6.6** betrachtet. Der entsprechende Betriebspunkt wird in Anlehnung an Abb. 6.5 mit *@CMC-Retrofit(Cruise)* gekennzeichnet. Generell sinkt der SFC mit der Verringerung der Kühlluft, da der thermische Wirkungsgrad steigt. Jedoch ist in Abb. 6.6 ersichtlich, dass der Verlauf des SFC bei einem relativen Kühlluftmassenstrom von ca. 11 % abknickt und somit bei vollständiger Reduktion der Kühlluft nur eine SFC-Verbesserung von 1,3 % möglich ist. Der Grund dafür ist, dass die thermodynamischen Vorteile der Kühlluftreduktion durch eine Verschlechterung der Turbokomponentenwirkungsgrade im Off-Design größtenteils relativiert werden.

Neben dem Verlauf des SFC werden in Abb. 6.6 zudem die relativen Änderungen der Komponentenwirkungsgrade  $\Delta\eta_{pol}$  im Zuge der Off-Design-Kühlluftreduktion dargestellt. Analog zu Gl. 6.1 werden dabei die Komponentenwirkungsgrade des metallischen Referenztriebwerks als Bezugswert genutzt, vgl. Anhang B. Es wird deutlich, dass sich alle Wirkungsgrade mit abnehmendem Kühlluftmassenstrom verschlechtern<sup>1</sup>. Dies kann im Wesentlichen damit begründet werden, dass mit steigender Kühlluftreduktion immer mehr Luft an der Verbrennung teilnimmt und von der Hochdruckturbinen durchgesetzt werden muss. Die Hochdruckturbinen ist für den erhöhten Massendurchsatz jedoch nicht ausgelegt und stößt daher an ihre Kapazitätsgrenze. Durch die Kopplung der Komponenten resultiert daraus eine Verstimmung des gesamten Kerntriebwerks und alle Komponenten unterliegen vom Design abweichenden Massenstromverhältnissen. Insgesamt bewegen sich somit alle Betriebspunkte in den Kennfeldern hin zu schlechteren Wirkungsgraden.

<sup>1</sup> Im Off-Design wird der Einfluss von reduziertem Massenstrom und Kühlluft auf den polytropen Wirkungsgrad gemäß Gl. 6.2 nicht berücksichtigt. Gl. 6.2 wird im Rahmen dieser Arbeit nur in Design-Studien genutzt. In Off-Design-Studien werden die polytropen Wirkungsgrade über Kennfelder modelliert.



**Abb. 6.6:** Änderung des SFC und der Komponentenwirkungsgrade des PW1100G-JM-Modells im Zuge des CMC-Retrofits sowie Darstellung der zugehörigen Verdichter kennfelder (Off-Design-Studie mit Schubvorgabe, vgl. Anhang B /  $\dot{m}_{rel,KL}$  @Design = 21,1 %)

Die bei der Verschlechterung der Turbokomponentenwirkungsgrade zugrundeliegenden Effekte im Zuge der Off-Design-Kühlluftreduktion werden im weiteren Verlauf stichpunktartig erläutert. Dabei wird sich stets auf Abb. 6.6 bezogen, weshalb an dieser Stelle empfohlen wird, die nachfolgenden Ausführungen in Kombination mit dieser Abbildung zu lesen. Für grundlegende Erläuterungen zu Verdichterkennfeldern wird auf Anhang D verwiesen.

- Aufgrund der Kühlluftreduktion im Off-Design muss die Hochdruckturbine einen größeren Massenstrom als im Auslegungszustand durchsetzen. Die Kapazitätsgrenze der Hochdruckturbine wird demnach überschritten, was zu einem Luftaufstau und somit zu einer Druck- und Dichteerhöhung vor der Turbine führt. Folglich steigt im Modell auch der Massenstrom durch die Turbine, worauf diese mit einer erhöhten Drehzahl bei einem schlechteren Wirkungsgrad reagiert.
- Das veränderte Betriebsverhalten der Hochdruckturbine besitzt folgenden Einfluss auf das Betriebsverhalten des Hochdruckverdichters: Einerseits steigt durch den Luftaufstau vor der Turbine der Gegendruck des Verdichters. Andererseits erhöht sich aufgrund der schneller laufenden Turbine auch die Drehzahl des Verdichters, was zu einem erhöhten Massenstrom durch diesen führt. Insgesamt resultiert aus diesen Effekten also eine Überverdichtung abseits des Auslegungspunkts und der Betriebspunkt wandert im Verdichterkennfeld in Richtung Pumpgrenze zu schlechteren Wirkungsgraden.
- Im Gegensatz zur Hochdruckturbine leidet die nur schwach gekühlte Niederdruckturbine deutlich weniger unter den Folgen der Kühlluftreduktion. Daher ändert sich der Wirkungsgrad und das Betriebsverhalten der Niederdruckturbine auch nur geringfügig mit sinkendem Kühlluftmassenstrom durch leicht abweichende Anströmbedingungen.
- Wie bereits geschildert wurde, steigt der Massenstrom durch den Hochdruckverdichter. Infolgedessen sinkt der Gegendruck des Boosters und der Betriebspunkt bewegt sich im Verdichterkennfeld hin zur Schluckgrenze. Da sich die Drehzahl der Niederdruckturbine nur marginal ändert, geschieht dies im Wesentlichen entlang einer konstanten Drehzahllinie. Typischerweise liegen bei Axialverdichtern bessere Wirkungsgrade an der Pumpgrenze als an der Schluckgrenze [Brä15], weshalb eine Verschiebung des Betriebspunkts in Richtung Schluckgrenze zu einer deutlichen Verringerung des Wirkungsgrads führt. Demzufolge weist auch der Booster die größte Wirkungsgradverschlechterung im Rahmen der Kühlluftreduktion auf.
- Der Wirkungsgrad des Fans bleibt im Wesentlichen von der Kühlluftreduktion im Off-Design unbeeinflusst.

Zusammenfassend kann durch den CMC-Retrofit das thermodynamische Potenzial von keramischen Faserverbundwerkstoffen im untersuchten Modell eines zivilen Turobfans nicht vollständig ausgeschöpft werden, da sich die Wirkungsgrade der Turbokomponenten im Kernstrom bei einer signifikanten Kühlluftreduktion zu stark verschlechtern. Der wesentliche Grund dafür ist, dass die Komponenten im Zuge der Kühlluftreduktion durch veränderte Massenstromverhältnisse abseits ihres Auslegungspunkts bei schlechteren Wirkungsgraden betrieben werden. Somit sollte der CMC-Retrofit nur für sehr kleine Kühlluftreduktionen oder ggf. vor dem Hintergrund einer Gewichtsreduzierung (vgl. Kap. 7) in Erwägung gezogen werden.

## 6.5 Neuauslegung eines zivilen Turbofans

In diesem Kapitel wird die Neuauslegung eines zivilen Turbofans vor dem Hintergrund eines CMC-Einsatzes untersucht. Demnach werden im Folgenden keine Off-Design-Studien bei unveränderten Triebwerksdesign mehr durchgeführt, wie zuvor beim CMC-Retrofit, sondern Design-Studien, bei denen das Triebwerksdesign, je nach zugrundeliegender Variation, an die variierten thermodynamischen Kreisprozessparameter angepasst wird. Auch hier wird wieder angenommen, dass in allen Stufen der Hochdruckturbine sowie in der ersten Stufe der Niederdruckturbine CMC-Schaufeln eingesetzt werden, vgl. Kap. 5.2. Der Einfluss von Keramikschaufeln auf den Turbinenwirkungsgrad gemäß Gl. 6.2 wird dabei erst in Kap. 6.6 berücksichtigt. Auf die Abschätzung des Triebwerksgewichts im Zuge der Design-Studien wird in Kap. 7 eingegangen.

Im weiteren Verlauf gilt es zu untersuchen, ob das Triebwerks-Design in Anbetracht der Nutzung von CMC-Turbinenschaufeln hin zu einer schwachen Kühlung bei kleinen  $T_4$  oder zu einer starken Kühlung bei großen  $T_4$  anzupassen ist, um eine möglichst große Reduktion des SFC zu generieren. Insgesamt wird also das thermodynamische Potenzial höherer  $T_4$  der Effizienzsteigerung durch Kühlluftreduktion gegenübergestellt. Als Untersuchungsgrundlage dient dazu wieder das in Kap. 6.1 präsentierte Triebwerksmodell des PW1100G-JM aus *PERFECT*.

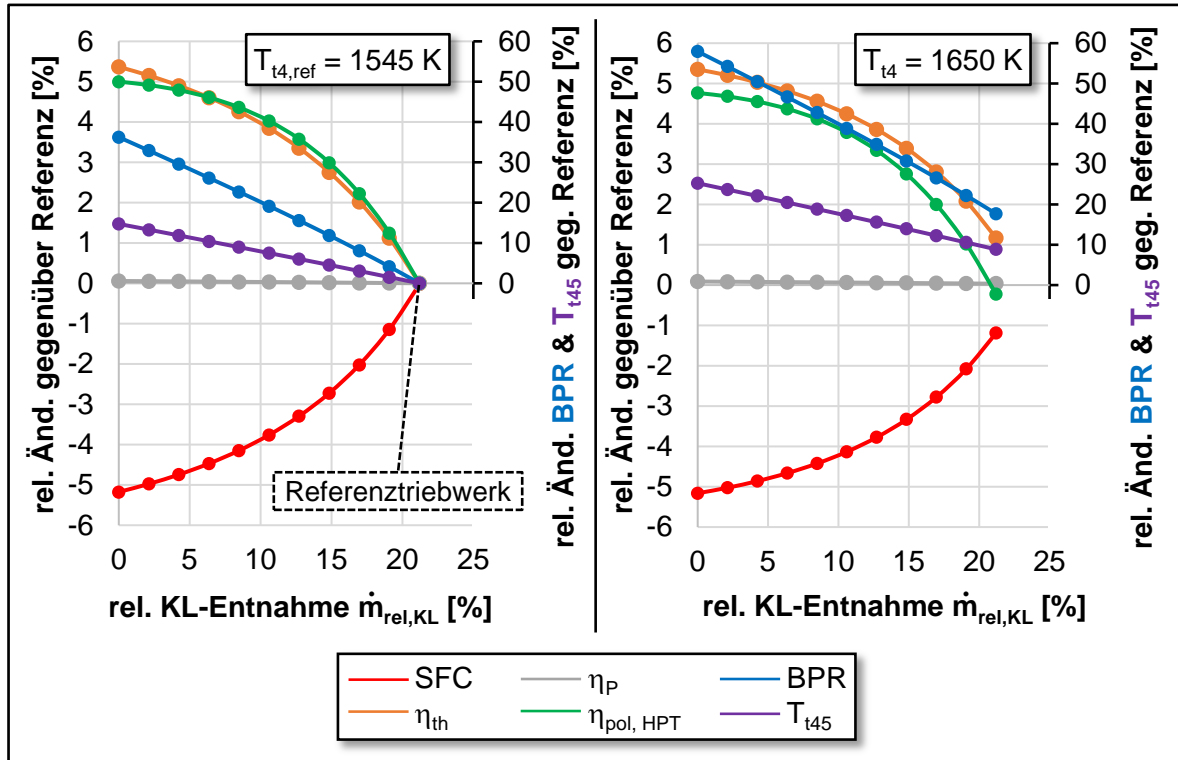
Im ersten Schritt soll zunächst analysiert werden, wie das Triebwerksmodell mit dem in Tab. 6.1 aufgeführten Gleichungssystem auf eine Kühlluftreduktion im Design reagiert. Dazu wird in **Abb. 6.7** die relative Änderung wichtiger Performanceparameter gegenüber dem Referenzzustand dargestellt und über der relativen Kühlluftentnahme aufgetragen. Zusätzlich wird einerseits die  $T_4$  des Referenztriebwerks  $T_{t4,ref} = 1545 \text{ K}$  und andererseits eine höhere  $T_4$  von  $T_{t4} = 1650 \text{ K}$  betrachtet. Die Verläufe der einzelnen Parameter werden nachfolgend in Bezug auf Tab. 6.1 erläutert:

- Im Zuge einer Design-Kühlluftreduktion werden der Eintrittsmassenstrom, der Schub, das OPR und die  $T_4$  konstant gehalten. Demzufolge wird bei einer Kühlluftreduktion ein Teil des Kernmassenstroms in den Nebenstrom verlagert und das Kerntriebwerk wird kleiner. Dies verdeutlicht die Vergrößerung des BPR hin zu kleinen Kühlluftmengen.
- Wird die Design-Kühlluftreduktion bei einer höheren  $T_4$  durchgeführt, so ist eine zusätzliche Verkleinerung des Kerntriebwerks zu verzeichnen. Da durch höhere  $T_4$  mehr Leistung erzeugt wird, ist ein geringerer Kernmassenstrom erforderlich, was in Anbetracht der Randbedingungen zu einem Anstieg des BPR führt. Insgesamt schrumpft das Kerntriebwerk somit sowohl durch eine Kühlluftverringerng als auch durch eine Erhöhung der  $T_4$ .



- Die Wirkungsgrade aller Turbokomponenten im Kerntriebwerk werden auf Basis von Gl. 6.2 modelliert. Bis auf den Wirkungsgrad der vergleichsweise stark gekühlten Hochdruckturbine sinken alle Wirkungsgrade leicht durch das Schrumpfen des Kerntriebwerks infolge einer Kühlluftreduktion und/oder T4-Steigerung. In Abb. 6.7 wird der Verlauf des polytropen Wirkungsgrads der Hochdruckturbine dargestellt. Wie bereits in Abb. 6.1 skizziert wurde, steigt der Hochdruckturbinenwirkungsgrad wegen eines relativ großen Kühlluftwirkungsgraddefizits mit abnehmender Kühlluftentnahme. Aufgrund der Verkleinerung des Kerntriebwerks bewirkt eine Erhöhung der T4 bei unveränderter Kühlung eine Abnahme des Hochdruckturbinenwirkungsgrads.
- Bei konstanter T4 steigt der thermische Wirkungsgrad des Triebwerks infolge einer Kühlluftreduktion, was aus einem Anstieg der HPT-Rotoreintrittstemperatur ( $T_{41}$ ) sowie des Hochdruckturbinenwirkungsgrads resultiert. Gemäß den Erläuterungen zu Gl. 4.5 tragen höhere T4 zudem zu einer Verbesserung des thermischen Wirkungsgrads bei.
- Trotz eines wachsenden BPR unterliegt der Vortriebswirkungsgrad im Rahmen einer Kühlluftreduktion und/oder T4-Erhöhung nur einer geringfügigen Steigerung, was wie folgt begründet werden kann: Sowohl der Schub als auch der Eintrittsmassenstrom bzw. Fandurchmesser werden stets konstant gehalten, sodass die Austrittsgeschwindigkeit des Nebenstroms nahezu unverändert bleibt. Zwar steigt durch Kühlluftreduktion und/oder T4-Erhöhung das BPR infolge der Verkleinerung des Kerntriebwerks, jedoch hat dies aufgrund der hohen BPR nur noch einen geringen Einfluss auf den Vortriebswirkungsgrad, da in allen Design-Punkten der Anteil des Nebenstroms am Eintrittsmassenstrom bereits über 90 % liegt.
- Zusammenfassend kann die Verbesserung der Energiewandlungsgüte des Triebwerkmodells mithilfe des SFC beurteilt werden. Da der Vortriebswirkungsgrad im Wesentlichen konstant bleibt, ändert sich der SFC antiproportional zum thermischen Wirkungsgrad, vgl. Gl. 4.9 und Gl. 4.10. Infolgedessen sinkt der SFC mit reduzierter Kühlluft, jedoch nimmt die Steigung hin zu kleineren Kühlluftmengen ab. Außerdem ist ersichtlich, dass eine T4-Steigerung bei großen Kühlluftmengen zu einer deutlich größeren SFC-Reduktion führt als bei einer schwachen Kühlung (vgl. z.B.  $\dot{m}_{rel,KL} = 21,2 \%$  und  $\dot{m}_{rel,KL} = 2,1 \%$  zu verschiedenen T4 in Abb. 6.7). Diese Tendenzen können unter anderem mit der zuvor geschilderten Verschlechterung der Komponentenwirkungsgrade hin zu kleinen Kühlluftmengen und/oder großen T4 begründet werden.
- Da sich die Heißgasströmung in der Hochdruckturbine infolge einer Kühlluftreduktion deutlich weniger abkühlt, steigt die Eintrittstemperatur der Niederdruckturbine  $T_{t45}$  mit abnehmender Kühlluftentnahme. Bei  $T_{t4,ref} = 1545 \text{ K}$  und einer Kühlluftverringerung auf 0 % nimmt die Eintrittstemperatur um ca. 15 % zu (von 1054 K auf 1210 K), was dazu führt, dass

die Niederdruckturbine ohne eine Kühlluftsteigerung oder einen temperaturbeständigeren Werkstoff thermisch zu stark belastet werden würde. Dies ist ein weiterer Grund für den Einsatz von CMC-Schaufeln in der ersten Stufe der Niederdruckturbine im Rahmen dieser Arbeit.



**Abb. 6.7:** Relative Änderung ausgewählter Performanceparameter des PW1100G-JM-Modells im Zuge einer Design-Kühlluftreduktion für verschiedene  $T_{t4}$  (Design-Studie /  $OPR_{ref} = 38,574$ )

Wie die vorherigen Erläuterungen zeigen, sind die zugrundliegenden Effekte sehr komplex und miteinander verkettet. Daher werden nachfolgend Parameterstudien durchgeführt, um das thermodynamische Verhalten des Triebwerksmodells für verschiedene Parameterkonfigurationen zu analysieren und die größtmögliche SFC-Reduktion zu lokalisieren. Im Einzelnen werden folgende Parameter im Design-Gleichungssystem (vgl. Tab. 6.1) variiert: relative Kühlluftentnahme  $\dot{m}_{rel,KL}$ , Gesamtdruckverhältnis  $OPR$ , HPT-Eintrittstemperatur  $T_{t4}$ .

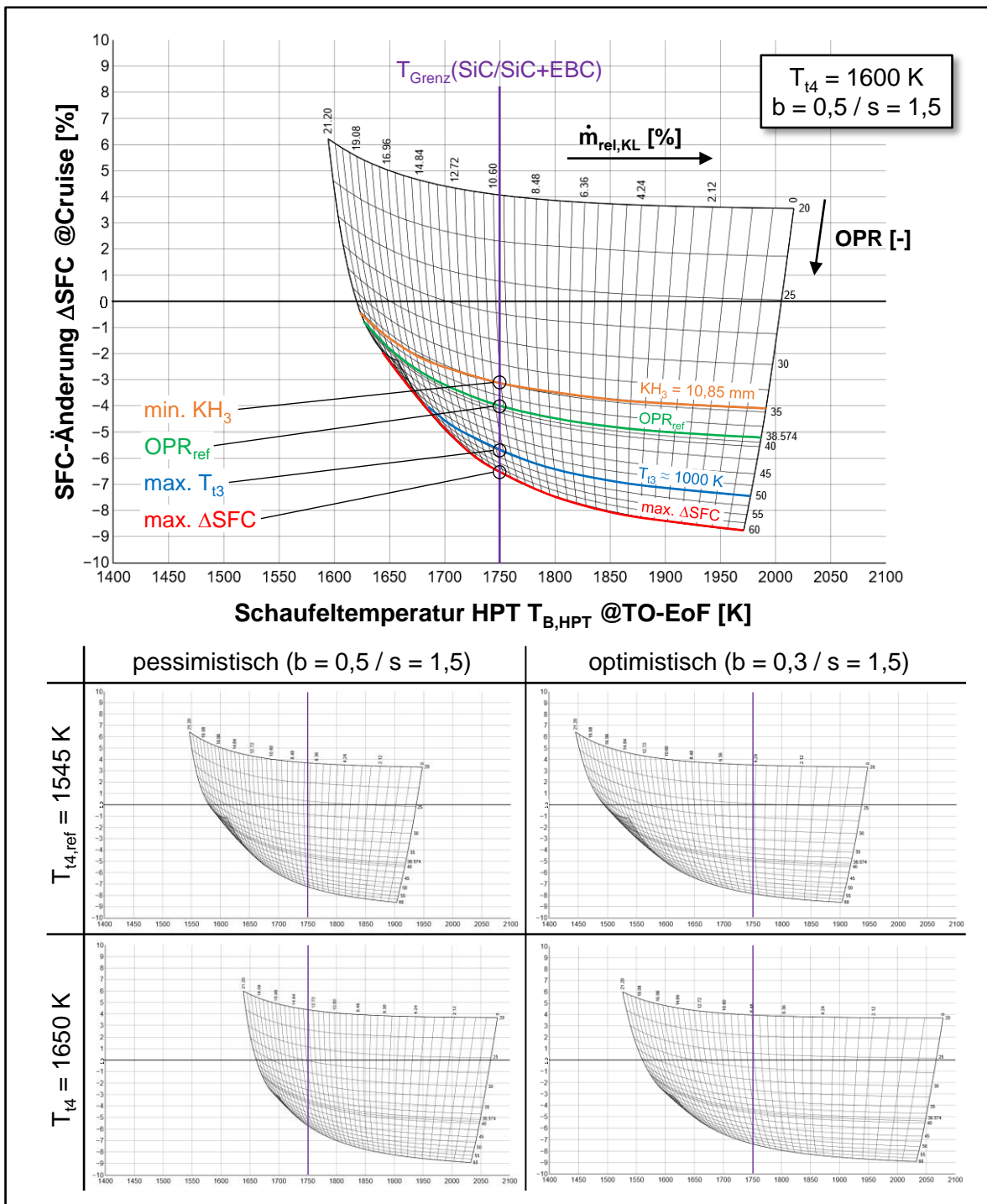
In **Tab. 6.4** werden die Parameterbereiche sowie die zugehörigen Werte des Referenztriebwerks präsentiert. Die relative Kühlluftentnahme wird ausgehend vom Referenzzustand sukzessive gegen 0 % (ungekühlter Zustand) verringert. Bei der  $OPR$ -Variation werden sowohl geringe  $OPR$  repräsentativ für Kurzstrecken-, Geschäftsreisen-, und Leichtflugzeuge als auch große  $OPR$  repräsentativ für Langstreckenflugzeuge betrachtet. Die  $OPR$ -Obergrenze entspricht dabei einem Wert von 60:1, angelehnt an das GE9X für die Boeing 777X, vgl. Abb. 3.3. Die  $T_4$  wird im

Design (Cruise) zwischen 1700 K und der T4 im ungekühlten Zustand  $T_{t4}(\text{ungekühlt @TO-EoF})$  variiert, wobei im Zuge einer T4-Variation keine NO<sub>x</sub>-Limitierungen berücksichtigt werden, vgl. Kap. 5.2. Im ungekühlten Zustand entspricht die Schaufeltemperatur der Hochdruckturbine  $T_{B,HPT}$  im heißesten Betriebspunkt (TO-EoF) der Werkstoffgrenztemperatur  $T_{Grenz}(\text{SiC/SiC+EBC}) = 1750 \text{ K}$ . Bei  $OPR_{ref} = 38,574$  gilt:  $T_{t4}(\text{ungekühlt @TO-EoF}) = 1410 \text{ K}$ .

**Tab. 6.4:** Parameterbereiche der Design-Studien am PW1100G-JM-Modell aus *PERFECT* inklusive Performancedaten des Referenztriebwerks

Parameter	Wertebereiche	Referenzwert
$\dot{m}_{rel,KL} [\%]$	0 - 21,2	21,2
OPR [-]	20 - 60	38,574
$T_{t4} [\text{K}]$	$T_{t4}(\text{ungekühlt @TO-EoF}) - 1700$	1545

Im oberen Teil von **Abb. 6.8** wird die Designvariation des Gesamtdruckverhältnisses  $OPR$  und der relativen Kühlluftentnahme  $\dot{m}_{rel,KL}$  in einem Carpet Plot für eine T4 im Design (Cruise) von 1600 K und der pessimistischen Abschätzung der Kühlluftmodellparameter dargestellt. Auf der Ordinate wird die SFC-Änderung  $\Delta SFC$  im Cruise gemäß Gl. 6.1 betrachtet. Die Schaufeltemperatur der Hochdruckturbine  $T_{B,HPT}$  im heißesten Betriebspunkt (TO-EoF) wird mithilfe des Kühlluftmodells von *Jonsson & Bolland* berechnet (vgl. Kap. 6.3) und auf der Abszisse abgebildet. Es ist ersichtlich, dass sich die Variationen von  $\dot{m}_{rel,KL}$  und  $OPR$  sowohl auf  $\Delta SFC @Cruise$  als auch auf  $T_{B,HPT} @TO-EoF$  auswirken. Neben der relative Kühlluftentnahme besitzt insbesondere das OPR einen starken Einfluss auf die SFC-Änderung im Cruise. Die auftretenden Schaufeltemperaturen in der Hochdruckturbine werden im Wesentlichen von der relativen Kühlluftentnahme und der T4 im Design sowie von der Abschätzung Kühlluftmodellparameter gemäß. Tab. 6.3 beeinflusst. Eine T4-Steigerung bewegt den Carpet im Diagramm von links nach rechts in Richtung höherer Schaufeltemperaturen (vgl. unterer Teil von Abb. 6.8). Die Differenzierung zwischen optimistischer und pessimistischer Abschätzung der Kühlluftmodellparameter bewirkt, dass der Carpet bei gegebener T4 im gekühlten Zustand ( $\dot{m}_{rel,KL} \neq 0 \%$ ) nach links hin zu kleineren Schaufeltemperaturen gestaucht bzw. gestreckt wird, wobei das rechte Ende des Carpets unverändert bleibt. Das rechte Ende des Carpets repräsentiert den ungekühlten Zustand ( $\dot{m}_{rel,KL} = 0 \%$ ), auf den die Kühlluftmodellierung und somit die Wahl der Kühlluftmodellparameter keinen Einfluss besitzt, da die Schaufeltemperatur der T4 entspricht. Im gekühlten Zustand führt die pessimistische Abschätzung ( $b = 0,5 / s = 1,5$ ) zu höheren Schaufeltemperaturen, wohingegen mit der optimistischen Abschätzung ( $b = 0,3 / s = 1,5$ ) geringere Schaufeltemperaturen generiert werden.



**Abb. 6.8:** oben: Darstellung der Variation von  $OPR$  und  $\dot{m}_{rel,KL}$  in einem Carpet Plot bei vorgegebener  $T_{t4}$  im Design (Cruise) und Abschätzung der Kühlluftmodellparameter sowie Definition von Limitierungen

unten: Auswirkung der optimistischen und pessimistischen Abschätzung der Technologieparameter des Kühlluftmodells von Jonsson & Bolland (vgl. Tab. 6.3) sowie der  $T_4$  auf den Carpet Plot

Im weiteren Verlauf gilt es, das realisierbare SFC-Minimum im Carpet Plot in Anbetracht verschiedenerer Parameterkonfigurationen zu bestimmen, um das Triebwerksdesign zu identifizieren, bei dem das größte thermodynamische Potenzial aus dem CMC-Einsatz geschöpft werden kann. Die Lokalisierung des SFC-Minimums erfolgt dabei unter der Berücksichtigung der Werkstoffgrenztemperatur sowie von vier Limitierungen, die im oberen Teil von Abb. 6.8 dargestellt und nachfolgend erläutert werden:

max.  $\Delta SFC$ :

Vor dem Hintergrund dieser Limitierung wird lediglich die Werkstoffgrenztemperatur betrachtet, die die Schaufeltemperaturen im heißesten Betriebspunkt (TO-EoF) auf der Abszisse nicht überschreiten darf. Demzufolge liegt das SFC-Minimum am roten Schnittpunkt zwischen der Werkstoffgrenztemperatur und dem unteren Rande des Carpets. Da keine weiteren Limitierungen berücksichtigt werden, handelt es sich um die größtmögliche SFC-Reduktion, die im untersuchten Bereich durch die erhöhte Temperaturbeständigkeit von CMC realisiert werden kann. Dennoch werden im Folgenden auch Limitierungen anderer Triebwerkskomponenten fokussiert, um den SFC-Gewinn unter der Berücksichtigung verschiedener Faktoren beurteilen zu können.

max.  $T_{13}$ :

Im Rahmen dieser Limitierung wird gewährleistet, dass im heißesten Betriebspunkt (TO-EoF) die Temperatur am Austritt des Hochdruckverdichters eine Grenze von 1000 K nicht überschreitet. Daher wird mittels dieser Begrenzung das SFC-Minimum am blauen Schnittpunkt bei der Werkstoffgrenztemperatur lokalisiert.

$OPR_{ref}$ :

Eine weitere relevante Studie ist die Untersuchung der SFC-Reduktion bei unveränderten Referenz-OPR. Infolgedessen befindet sich das SFC-Minimum am grünen Schnittpunkt zwischen der Linie von  $OPR_{ref} = 38,574$  und der Werkstoffgrenztemperatur. Unter Einhaltung dieses Kriteriums ändert sich die zu leistende spezifische Kompressionsarbeit im Joule-Prozess nicht.

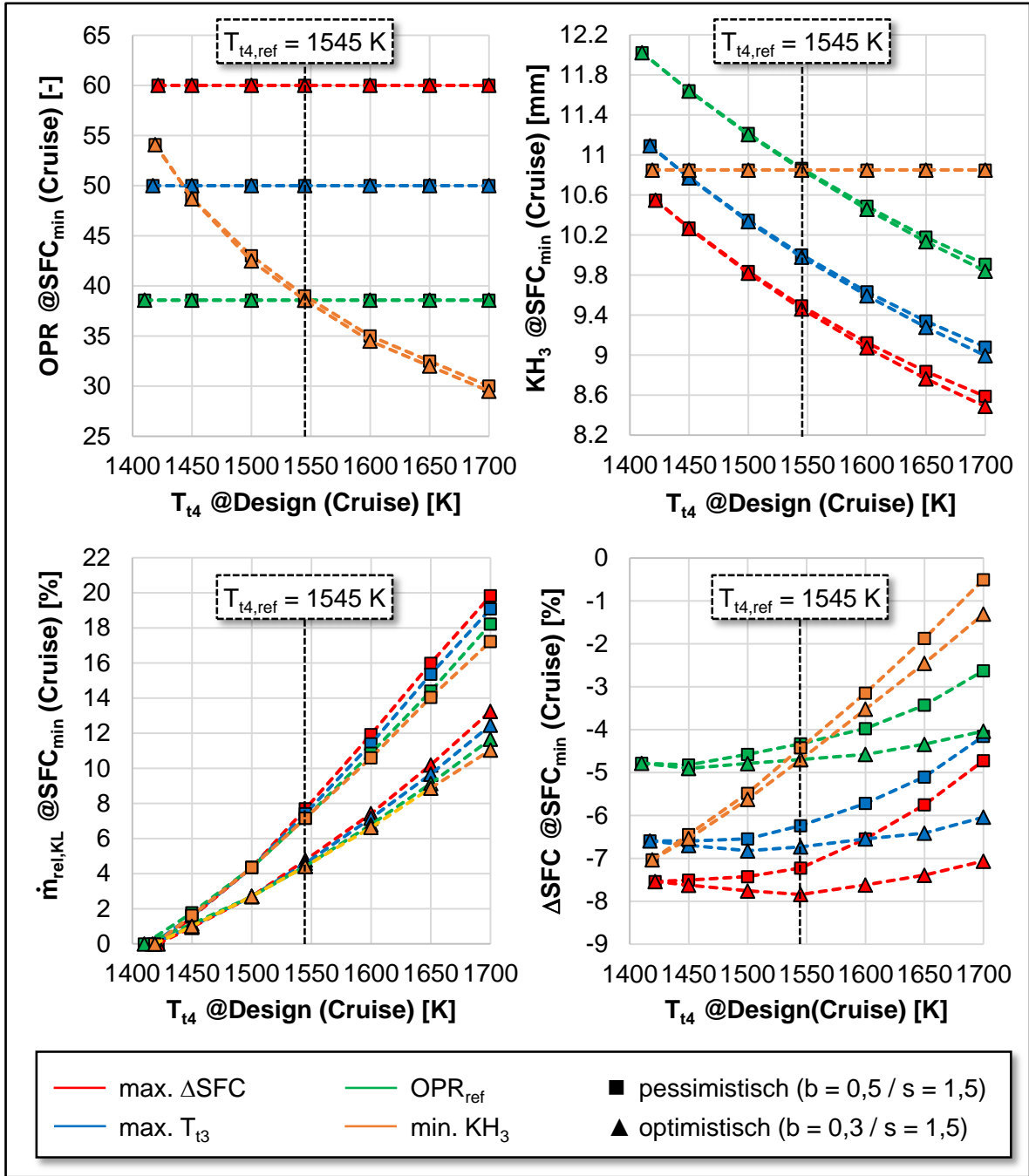
min.  $KH_3$ :

Aus Effizienzgründen sollte die Schaufelhöhe in der letzten Hochdruckverdichterstufe nicht zu kurz ausgelegt werden. Als Maß für die Schaufelhöhe wird die Kanalhöhe im Austritt des Hochdruckverdichters  $KH_3$  genutzt, die unter Vernachlässigung des Radialspalts in guter Näherung der Schaufelhöhe entspricht. Die Festlegung eines Schaufelhöhenlimits erfordert generell weitgreifende und detaillierte Untersuchungen, die im Rahmen dieser Arbeit nicht zu bewältigen sind. Daher wird die Mindestschaufellänge basierend auf [Seb19] mit 10,85 mm abgeschätzt, weshalb das SFC-Minimum in Anbetracht dessen am orangenen Schnittpunkt bei der

Werkstoffgrenztemperatur liegt. In [Seb19] wird die thermodynamische Modellierung eines Getriebefans für das Jahr 2050 erläutert. Die Kanalhöhe im Referenzzustand  $KH_{3,ref}$  beträgt 11,10 mm.

In **Abb. 6.9** wird der Verlauf des SFC-Minimums im Carpet Plot  $SFC_{min}$  für die zuvor geschilderten Limitierungen über einer Designvariation der T4 aufgetragen. Dabei wird sowohl die pessimistische als auch die optimistische Abschätzung der Kühlluftmodellparameter berücksichtigt, was als eine Modellierungsunsicherheit aufgefasst werden kann. Die Gründe für diese Unsicherheit wurden bereits in Kap. 6.3 erläutert. Da das SFC-Minimum im Cruise stets beim Erreichen der Werkstoffgrenztemperatur im heißesten Betriebspunkt (TO-EoF) lokalisiert wird (vgl. Abb. 6.8), sind alle Diagrammpunkte in Abb. 6.9 durch eine HPT-Schaufeltemperatur von 1750 K gekennzeichnet. Die Eintrittstemperatur der schwach gekühlten Niederdruckturbine liegt in allen Diagrammpunkten unterhalb der Werkstoffgrenztemperatur, weshalb die LPT-Schaufeltemperatur keine unzulässigen Werte annimmt.

Werden das OPR und die Kanalhöhe am Austritt des Hochdruckverdichters am SFC-Minimum betrachtet (siehe  $OPR @SFC_{min}$  und  $KH_3 @SFC_{min}$  in Abb. 6.9), so wird deutlich, dass die dargestellten Ergebnisse die zuvor getroffenen Kriterien erfüllen. Alle Limitierungen bis auf  $min. KH_3$  setzen ein konstantes OPR voraus, um z.B. die Temperaturgrenze im Hochdruckverdichteraustritt ( $OPR = 50$ ) oder das Referenz-OPR von 38,574 einzuhalten. Vor dem Hintergrund des Kriteriums  $max. \Delta SFC$  wird stets das größte OPR von 60 im untersuchten Bereich betrachtet. Insofern das OPR durch eine Limitierung konstant gehalten wird, stellt sich die Kanalhöhe im Austritt des Hochdruckverdichters entsprechend der OPR-Vorgabe ein. Dabei sinkt die Kanalhöhe aufgrund der im Rahmen von Abb. 6.7 geschilderten Verkleinerung des Kerntriebwerks mit steigender T4. Bei großen OPR und T4 treten zum Teil relativ kleine Kanalhöhen unterhalb von 10 mm oder sogar 9 mm auf. Das Kriterium  $min. KH_3$  setzt eine konstante Kanalhöhe im Hochdruckverdichteraustritt von 10,85 mm voraus, weshalb unter Einhaltung dieser Limitierung das OPR an die Kanalhöhe bei gegebener T4 angepasst wird. Bei niedrigen T4 stellen sich unter den gegebenen Randbedingungen große OPR ein, wohingegen bei hohen T4 kleine OPR generiert werden. Bezüglich der Kühlluftmodellparameter ist zu erläutern, dass die pessimistische und optimistische Abschätzung nur einen geringen Einfluss auf die Zielgrößen  $OPR @SFC_{min}$  und  $KH_3 @SFC_{min}$  besitzt, da nur relativ kleine Unsicherheiten durch die Wahl der Kühlluftmodellparameter entstehen.



**Abb. 6.9:** Verlauf des SFC-Minimums im Carpet Plot  $SFC_{min}$  aufgetragen über der  $T_4$  für verschiedene Limitierungen und Kühlluftmodellparameter  
 (Design-Studie /  $T_{B,HPT} @TO-EoF = 1750 \text{ K}$  /  $T_{B,LPT} @TO-EoF < 1750 \text{ K}$ )

Die Analyse der relativen Kühlluftentnahme am SFC-Minimum  $\dot{m}_{rel,KL} @SFC_{min}$  in Abb. 6.9 zeigt, dass die relative Kühlluftentnahme nahezu linear mit der  $T_4$  im Design steigt und somit bei höheren  $T_4$  mehr Kühlluft zur Einhaltung der HPT-Schaufeltemperatur von 1750 K im Betriebspunkt TO-EoF benötigt wird. Die Differenzierung zwischen der pessimistischen und optimistischen Abschätzung der Kühlluftmodellparameter besitzt dabei einen größeren Einfluss auf die ermittelten Kühlluftmassenströme als die Unterscheidung verschiedener Limitierungen. Darüber hinaus wird

deutlich, dass die Unsicherheiten zwischen pessimistischer und optimistischer Abschätzung mit einer Erhöhung der T4 hin zu großen Kühlluftmengen zunehmen. Im ungekühlten Zustand verschwinden die Unsicherheiten, da für diesen Zustand keine Kühlluftmodellierung nötig ist.

Die letzte Zielgröße, die in Abb. 6.9 mit  $\Delta SFC @ SFC_{min}$  bezeichnet und gemäß Gl. 6.1 untersucht wird, ist das realisierbare SFC-Minimum im Cruise in Relation zum SFC des metallischen Referenztriebwerks. In Anbetracht aller Limitierungen kann der SFC gegenüber dem Referenzzustand durch den CMC-Einsatz verringert werden. Je höher das zugrundeliegende OPR ist, das im Rahmen einer Limitierung zugelassen wird, desto größer fällt die SFC-Reduktion aus. Tendenziell liegen die geringsten  $\Delta SFC$ -Werte unterhalb der Referenz-T4 von 1545 K, wohingegen aus einer T4-Steigerung über die Referenz-T4 eher eine geringere Verminderung des SFC resultiert. Auch bei der Analyse von  $\Delta SFC @ SFC_{min}$  wird deutlich, dass die Unsicherheiten der Kühlluftmodellierung zwischen pessimistischer und optimistischer Abschätzung in Richtung hoher T4 mit großen Kühlluftmassenströmen zunehmen. Infolgedessen besteht ein großer Bedarf an Messdaten von Turbinen mit CMC-Schaufeln, um den Kühlluftbedarf von Turbinen genauer modellieren zu können, vgl. Kap. 6.3. Basierend auf diesen Daten könnten die zugrundeliegenden Unsicherheiten reduziert und so präzisere SFC-Änderungen auch bei hohen T4 mit starker Kühlung ermittelt werden.

Zusammenfassend zeigen die durchgeführten Design-Studien im Rahmen einer Triebwerksneuauslegung mit CMC-Schaufeln in gekühlten Turbinenstufen, dass die größten SFC-Reduktionen gegenüber dem metallischen Referenzzustand tendenziell durch eine Verringerung der T4 hin zu einer schwachen Turbinenkühlung ermöglicht werden. In Anbetracht aller modellierten Zusammenhänge wirkt sich die Effizienzsteigerung durch Kühlluftreduktion somit stärker als das thermodynamische Potenzial höherer T4 auf die Minimierung des SFC aus. An dieser Stelle ist zu betonen, dass dieses Fazit nur für den untersuchten Bereich, die zugrundeliegenden Randbedingungen und das genutzte Performance-Modell eines zivilen Turbofans gilt.

### 6.6 CMC-Einfluss auf den Turbinenwirkungsgrad

Aufgrund der fertigungstechnischen Möglichkeiten ist zu erwarten, dass CMC-Schaufeln höchstwahrscheinlich nicht die gleiche strömungsmechanische Güte wie metallische Schaufeln erreichen. Daraus resultiert ein Wirkungsgraddefizit von Turbinen mit keramischer Beschaukelung gegenüber Turbinen mit rein metallischer Beschaukelung, das in den vorherigen Design-Studien noch nicht berücksichtigt wurde. Die Auswirkung des Wirkungsgraddefizits auf die bisherigen Ergebnisse



wird im weiteren Verlauf dieses Kapitels untersucht. Eingangs werden dazu Einflussfaktoren von CMC-Schaufeln auf den Turbinenwirkungsgrad diskutiert. Anschließend wird analysiert, inwieweit die in Abb. 6.9 dargestellten SFC-Reduktionen durch die Berücksichtigung des CMC-Wirkungsgraddefizits  $\Delta\eta_{pol}^{CMC}$  in Gl. 6.2 relativiert werden.

Generell wird der Turbinenwirkungsgrad auf Basis von *Verlustkoeffizienten* ermittelt, die anhand von *Verlustkorrelationen* pro Schaufelreihe bestimmt werden. Anschließend kann mittels einer geeigneter Auslegungssoftware ein Gesamtverlust über die Turbine sowie ein Turbinenwirkungsgrad errechnet werden. Die Verlustkoeffizienten können dabei z.B. Druck- oder Enthalpieverluste über ein Schaufelgitter beschreiben. Einige Verlustkorrelationen werden in [Ain55], [Ain57], [Cra70], [Kac82] und [Tra01] präsentiert.

Grundlegend werden drei Arten von Verlusten differenziert: *Profilverluste*, *Spaltverluste* und *Sekundärströmungsverluste* [Bun06], [Bus20], [Den93]. Näherungsweise besitzt jede Verlustart ungefähr einen Anteil von einem Drittel am Gesamtverlust. Profilverluste entstehen aufgrund von strömungsmechanischen Reibungsprozessen an der Schaufeloberfläche. Im Zuge dessen nehmen insbesondere das Grenzschichtverhalten sowie der laminar-turbulente Übergang eine zentrale Rolle ein. Unter den Sekundärströmungsverlusten werden alle Verluste zusammengefasst, die aus einer Wirbelausbildung im Schaufelkanal resultieren (z.B. Kanalwirbel oder Hufeisenwirbel). Spaltverluste entstehen durch die Strömung durch den Radialspalt zwischen den Rotorblattspitzen und der Gehäuseinnenwand, der ein Anstreifen der Rotoren am Gehäuse verhindert. Da die Spaltströmung nicht an der Energiewandlung innerhalb einer Turbinenstufe beteiligt ist, wirkt diese wie eine Leckage.

Werden in einer Turbine metallische Schaufeln durch CMC-Schaufeln ersetzt, so werden die Profil- und Spaltverluste und darüber indirekt auch die Sekundärströmungsverluste beeinflusst. Einige Einflussfaktoren von keramischen Schaufeln auf die Profil- und Spaltverluste und ergo den Turbinenwirkungsgrad werden nachfolgend diskutiert:

### CMC-Einfluss auf die Profilverluste

Zur Herstellung einer CMC-Schaufel (vgl. Abb. 3.6) wird in der Regel zunächst eine schaufelkonturnahe Preform durch ein Drapierungsverfahren erzeugt. Im nächsten Schritt wird die Preform mit einem keramischen Matrixmaterial infiltriert und anschließend EBC-beschichtet, vgl. Kap. 2.2 und Kap. 2.4. Nach derzeitigem Kenntnisstand kann durch diesen Herstellungsprozess keine keramische Schaufel gefertigt werden, welche die gleiche strömungsmechanische Güte wie die einer gegossenen metallischen Schaufel aufweist. Gründe dafür sind unter anderem folgende: Generell können im Zuge der Faserdrapierung und Infiltration nicht so dünne Schaufelhinterkanten und glatte Oberflächen wie bei metallischen Schaufeln erzeugt werden. Darüber hinaus kann eine

CMC-Schaufel aller Voraussicht nach bei der Herstellung nicht so stark verwunden werden wie eine gegossene metallische Schaufel, was zu Fehlanströmungen entlang der Schaufelvorderkante führen wird. Insgesamt ist also aufgrund der zuvor geschilderten Aspekte zu erwarten, dass sich die Profilverluste in einer Turbine durch den Einsatz von keramischen Schaufeln erhöhen.

Im Rahmen eines DLR-internen Experteninterviews stellte sich heraus, dass die Schaufelhinterkantendicke von CMC-Schaufeln in erster Näherung mit ca. 2 mm abgeschätzt werden kann. Die Rauigkeit keramischer Schaufeloberflächen hängt stark vom genutzten EBC-Beschichtungsverfahren ab. Hierbei gilt es zwischen thermischen und PVD-basierten Spritzen zu differenzieren. Hinsichtlich der axialen Verwindung ist zu erläutern, dass zu Forschungszwecken zunächst die Fertigung von CMC-Schaufeln ohne eine axiale Verwindung fokussiert wird, vgl. Abb. 3.6. Diese unverwundenen Schaufeln werden auch als *prismatische Schaufeln* bezeichnet.

### CMC-Einfluss auf die Spaltverluste

Eine Vielzahl von Faktoren beeinflusst die radialen Rotorspalte und somit die Spaltverluste in einer Turbine. Zudem müssen bei der Auslegung des radialen Spaltmaßes sowohl verschiedene Betriebspunkte als auch instationäre Aufheiz- und Abkühlvorgänge von Rotorschaufeln und Rotorscheiben berücksichtigt werden [Rei19b]. Materialspezifische Einflussfaktoren auf die Radialspalte sind unter anderem das E-Modul sowie der thermische Ausdehnungskoeffizient. Das E-Modul von CMC-Schaufeln hängt von vielen Aspekten ab, wie z.B. dem Fasertyp oder der Faserorientierung, vgl. Kap. 2.4. Im Wesentlichen kann jedoch davon ausgegangen werden, dass die Hauptfaserrichtung entlang des radialen Kraftflusses verläuft. Nach [Hei15] sinkt der E-Modul von faserverstärkten Keramiken deutlich geringer mit steigender Temperatur als der E-Modul von metallischen Werkstoffen, weshalb auch bei hohen Temperaturen eine vergleichsweise geringe mechanische Dehnung von CMC-Schaufeln zu erwarten ist. Zusätzlich werden in [Hei15] thermische Ausdehnungskoeffizienten von CMC-Platten in Abhängigkeit der Temperatur präsentiert, die insbesondere in Faserrichtung deutlich unter den in [VDM16] aufgeführten Ausdehnungskoeffizienten einer Nickelbasis-Superlegierung liegen. Demzufolge kann von einer relativ geringen Wärmedehnung von CMC-Schaufeln ausgegangen werden. Aufgrund der zuvor erläuterten Aspekte kann daher in erster Näherung angenommen werden, dass sich keramische Schaufeln unter thermo-mechanischer Belastung geringer in radiale Richtung dehnen als metallische Schaufeln.

Für Turbinen bedeutet das geschilderte Dehnverhalten, dass die vorzuhaltenden radialen Spaltmaße (vgl. [Rei19b]) und somit die Spaltverluste durch den Einsatz von CMC-Schaufeln reduziert werden können. Dies ist insbesondere für instationäre Betriebspunkte relevant (z.B. Aufheiz- und Abkühlvorgängen, Lastwechsel und Manöver). In stationären Betriebspunkten, wie beispielsweise bei zivilen Triebwerken im Cruise, kann davon ausgegangen werden, dass in jeder Turbinenstufe ein radialer Design-Spalt vorliegt, der sowohl mit CMC-Schaufeln als auch mit metallischen Schaufeln

angestrebt wird und durch einen einzuhaltenden Sicherheitsabstand bestimmt wird. Des Weiteren ist an dieser Stelle zu erwähnen, dass die Unterschiede im thermo-mechanischem Dehnverhalten von keramischen und metallischen Schaufeln ggf. durch den Einsatz von konstruktiven Mitteln kompensiert werden können (z.B. Deckbänder oder Aktive Spaltkontrolle).

Die durchgeführte Diskussion von Einflussfaktoren auf die Profil- und Spaltverluste zeigt, dass die Ermittlung eines Wirkungsgraddefizits von Turbinen mit keramischer Beschaukelung gegenüber Turbinen mit rein metallischer Beschaukelung die Analysemöglichkeiten dieser Arbeit übersteigt. Einerseits sind die zugrundeliegenden Effekte sehr komplex und andererseits handelt es sich um eine multidisziplinäre Thematik, die sowohl die Material- und Werkstoffwissenschaften als auch die Turbinenentwicklung betrifft.

Um dennoch Performance-Rechnungen unter der Berücksichtigung eines CMC-Wirkungsgraddefizits durchführen zu können, wird dieses in erster Näherung abgeschätzt. In **Tab. 6.5** wird eine optimistische und pessimistische Abschätzung des CMC-Wirkungsgraddefizit  $\Delta\eta_{pol}^{CMC}$  in Gl. 6.2 präsentiert. Da gemäß Kap. 5.2 der Einsatz von keramischen Schaufeln in allen gekühlten Turbinenstufen angenommen wird, wird dabei zudem zwischen der stark gekühlten Hochdruckturbinenstufe und der schwach gekühlten Niederdruckturbinenstufe differenziert.

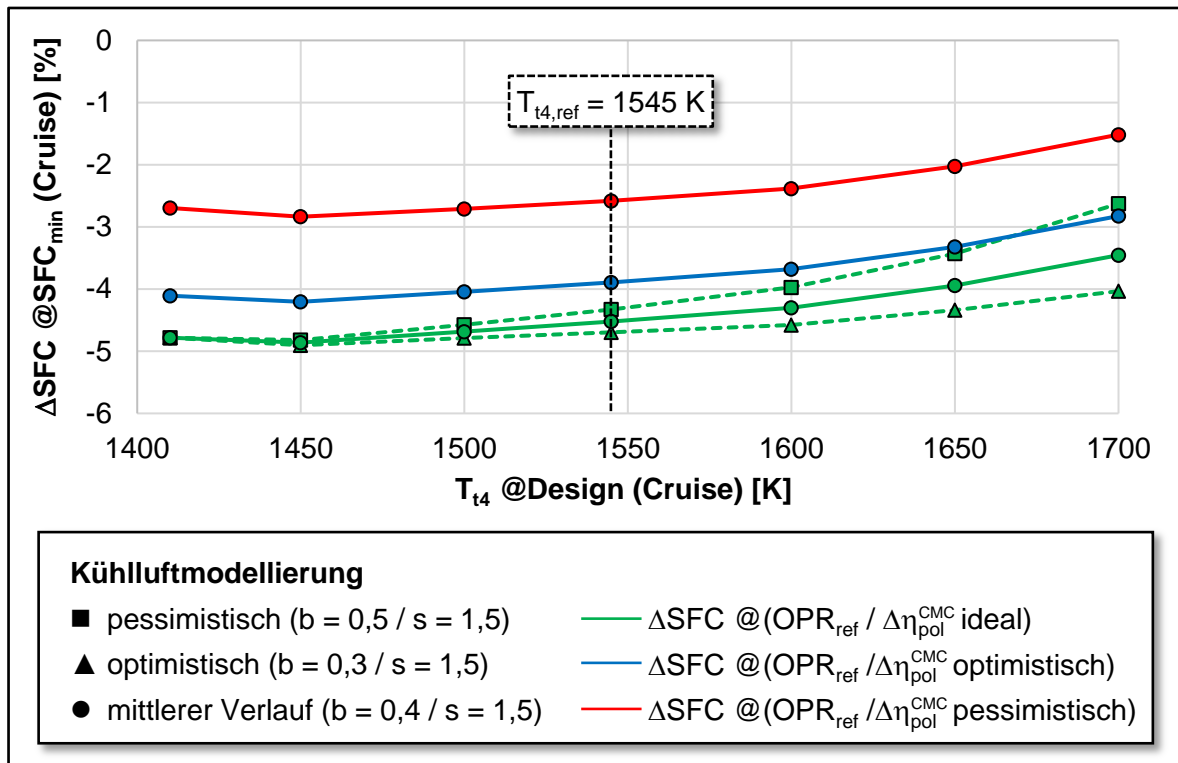
**Tab. 6.5:** Optimistische und pessimistische Abschätzung des CMC-Wirkungsgraddefizits  $\Delta\eta_{pol}^{CMC}$  in Gl. 6.2 für die Hoch- und Niederdruckturbinenstufe

CMC-Wirkungsgraddefizit	optimistische Abschätzung	pessimistische Abschätzung
$\Delta\eta_{pol,HPT}^{CMC}$ [%]	1	3
$\Delta\eta_{pol,LPT}^{CMC}$ [%]	0,3	1

In **Abb. 6.10** wird der Einfluss der in Tab. 6.5 aufgeführten Abschätzung des CMC-Wirkungsgraddefizits  $\Delta\eta_{pol}^{CMC}$  auf die SFC-Änderung am SFC-Minimum  $\Delta SFC @ SFC_{min}$  aus Abb. 6.9 untersucht. Im Zuge dessen wird vereinfachend die SFC-Änderung bei konstantem Referenz-OPR  $\Delta SFC @ OPR_{ref}$  für den mittleren Verlauf zwischen optimistischer und pessimistischer Abschätzung der Kühlluftmodellparameter betrachtet, der durch  $b = 0,4$  und  $s = 1,5$  gekennzeichnet ist. Der mittlere Verlauf unter Vernachlässigung des CMC-Wirkungsgraddefizits wird im Folgenden mit  $\Delta SFC @(OPR_{ref} / \Delta\eta_{pol}^{CMC ideal})$  bezeichnet. Wird das CMC-Wirkungsgraddefizit gemäß Tab. 6.5 berücksichtigt, so wird anhand der Verläufe  $\Delta SFC @(OPR_{ref} / \Delta\eta_{pol}^{CMC optimistisch})$  und  $\Delta SFC @(OPR_{ref} / \Delta\eta_{pol}^{CMC pessimistisch})$  deutlich, dass das CMC-Wirkungsgraddefizit einen nicht zu vernachlässigenden Einfluss auf die bisher generierten

SFC-Reduktionen besitzt. Gerade bei der pessimistischen Abschätzung des CMC-Wirkungsgraddefizits ist eine maßgebliche Verminderung der zugrundeliegenden SFC-Reduktionen zu beobachten.

Insgesamt bieten keramische Turbinenschaufeln im Vergleich zu metallischen Schaufeln somit zwar thermodynamische Vorteile durch eine höhere Temperaturbeständigkeit, denen jedoch durch eine fertigungstechnisch bedingte schlechtere strömungsmechanische Güte entgegengewirkt wird. Infolgedessen besteht ein großer Bedarf an CMC-Schaufeln mit verbesserter strömungsmechanischer Qualität, um das thermodynamische Potenzial von keramischen Faserverbundwerkstoffen so gut wie möglich ausschöpfen zu können.



**Abb. 6.10:** Einfluss der optimistischen und pessimistischen Abschätzung des CMC-Wirkungsgraddefizits  $\Delta \eta_{pol}^{CMC}$  (vgl. Tab. 6.5) auf die SFC-Änderung am SFC-Minimum  $\Delta SFC @ SFC_{min}$  bei  $OPR_{ref} = 38,574$  (vgl. Abb. 6.9)  
(Design-Studie /  $T_{B,HPT} @ TO-EoF = 1750 \text{ K} / T_{B,LPT} @ TO-EoF < 1750 \text{ K}$ )

## **7 Potenzial von keramischen Faserverbundwerkstoffen zur Gewichtsreduzierung von Flugtriebwerken**

Gegenüber metallischen Werkstoffen sind faserverstärkte Keramiken durch eine deutlich geringere Dichte gekennzeichnet (vgl. Kap. 2.4), weshalb durch die Substitution von metallischen Bauteilen durch keramische Komponenten eine Gewichtsreduzierung um circa zwei Drittel erzielt werden kann. Infolgedessen besteht ein großes Potenzial im Einsatz von CMC-Bauteilen in Flugtriebwerken zur Verringerung des Triebwerksgewichts. Die Auswirkung einer CMC-Gewichtseinsparung auf Triebwerke wurde dabei bereits in Kap. 5.1 diskutiert.

In Kap. 6 wurde das thermodynamische Potenzial keramischer Faserverbundwerkstoffe in Flugtriebwerken unter der Annahme eines Einsatzes von CMC-Schaufeln in gekühlten Turbinenstufen analysiert. Dementsprechend wird im weiteren Verlauf dieses Kapitels die Gewichtsreduzierung unter den gleichen Bedingungen wie in der thermodynamischen Potenzialanalyse untersucht. In Kap. 7.1 wird zunächst die Gewichtseinsparung eines zivilen Turbofans betrachtet, die aus dem Einsatz von CMC-Turbinenschaufeln bei unveränderter Performance resultiert. Da darüber hinaus Design-Studien mit dem genutzten Triebwerksmodell durchgeführt werden, wird in Kap. 7.2 die Modellierung der Stufenzahlen fokussiert, welche maßgeblich das Gewicht der Turbokomponenten beeinflussen. Abschließend wird in Kap. 7.3 mithilfe des Modells die Verringerung des Triebwerksgewichts analysiert, die sich durch eine verbesserte Performance infolge einer höheren CMC-Werkstoffgrenztemperatur ergibt. Im Zuge dessen werden die erzielten Gewichtseinsparungen zudem den SFC-Reduktionen aus Kap. 6 gegenübergestellt.

### **7.1 CMC-Gewichtsreduzierung bei unveränderter Performance**

Im weiteren Verlauf wird wieder das in Kap. 6.1 präsentierte Triebwerksmodell des PW1100G-JM aus *PERFECT* als metallisches Referenztriebwerk genutzt. Da in diesem Abschnitt die CMC-Gewichtseinsparung bei unveränderter Performance untersucht wird, wird das Design-Gleichungssystem im Referenzzustand verwendet (vgl. Tab. 6.1), das die in Anhang B aufgeführten Performance-Daten generiert. Darüber hinaus wird in den folgenden Gewichtsstudien ein

CMC-Wirkungsgraddefizit durch den Einsatz von CMC-Turbinenschaufeln vorerst vernachlässigt, vgl. Gl. 6.2 und Kap. 6.6. Erst im späteren Verlauf der Studien wird untersucht, welchen Einfluss die Berücksichtigung des CMC-Wirkungsgraddefizits auf die bisherigen Ergebnisse besitzt.

Bevor das Triebwerksgewicht des PW1100G-JM-Modells abgeschätzt werden kann, muss ein geometrischer Vorentwurf des Triebwerks erzeugt werden. Innerhalb der Programmstruktur von GTlab wird dieser Prozess als *Sketching* bezeichnet und ist Teil des GTlab-Moduls Sketchpad, vgl. Kap. 4.1. Das *performancebasierte Sketching* ist dadurch gekennzeichnet, dass nur auf Basis der Performance-Daten im Design-Point eine Triebwerksgeometrie generiert wird. Dazu ist zusätzlich eine Vorgabe der Machzahlen und HubToTip Ratios in den einzelnen Triebwerksstationen erforderlich, um von den thermodynamischen Totalgrößen auf die statischen Größen und durchströmten Flächen schließen zu können. Zu Kalibrierungszwecken wird das Geometriemodell des PW1100G-JM aus *PERFECT* als Referenzgeometrie genutzt. Die Machzahlen und HubToTip Ratios werden dabei anhand der Gehäuse- und Nabenradien sowie der zugehörigen Ringflächen kalibriert.

Zusammenfassend wird in Anhang E das performancebasierte Sketching des PW1100G-JM im Referenzzustand präsentiert. Außerdem werden sowohl die genutzten Machzahlen und HubToTip Ratios als auch einige Ergebnisgrößen dargestellt. Darüber hinaus wird die performancebasierte Sketching-Geometrie im Referenzzustand, die im Rahmen dieser Arbeit erzeugt worden ist, dem bereits vorhandenen Geometriemodell aus *PERFECT* gegenübergestellt. Im Vergleich wird deutlich, dass die Geometrien eine sehr gute Übereinstimmung aufweisen, weshalb die performancebasierte Geometrieerzeugung zur nachfolgenden Gewichtsabschätzung geeignet ist.

Die Gewichtsabschätzung des PW1100G-JM-Modells erfolgt auf Basis von *Klees & Fishbach* [Kle78]. Dabei handelt es sich um eine vergleichsweise einfache Methodik ohne größeren Zeit- und Rechenaufwand, mittels derer das Triebwerksgewicht unterschiedlicher Designs in einem breiten Variationsbereich abgeschätzt werden kann. Im Rahmen des Triebwerkvorentwurfs eignet sich die Gewichtsabschätzung von *Klees & Fishbach* also besonders zur Identifizierung erster Trends und Problematiken.

Basierend auf der zuvor geschilderten performancebasierten Geometrieerzeugung und der Gewichtsabschätzung nach *Klees & Fishbach* wird im weiteren Verlauf dieser Arbeit das Triebwerksgewicht des PW1100G-JM-Modells für verschiedene thermodynamische Auslegungspunkte ermittelt. Die Gewichtsabschätzung im metallischen Referenzzustand aus *PERFECT* wird in Anhang F präsentiert. Im Zuge dessen werden zudem die zugrundeliegenden Annahmen komponentenweise aufgeführt. Das Gewicht des Getriebes wird mithilfe von [Ple83] abgeschätzt.

Für das metallische Referenztriebwerk ergibt die Anwendung der zuvor geschilderten Methodik ein Triebwerksgewicht von  $m_{Ref} = 3155 \text{ kg}$ , vgl. Anhang F. Dieser Wert wird im Folgenden als Referenzwert zur Beurteilung aller Gewichtsänderungen genutzt, die aus dem Einsatz von CMC-Schaufeln in gekühlten Turbinenstufen resultieren. Daher folgt analog zu Gl. 6.1 für die CMC-basierte Gewichtsänderung  $\Delta m$ :

$$\Delta m = \frac{m_{CMC}}{m_{Ref}} - 1 \quad \begin{cases} \Delta m > 0 = \text{Gewichtszunahme} \\ \Delta m < 0 = \text{Gewichtsabnahme} \end{cases} \quad \text{Gl. 7.1}$$

Wie bereits eingangs sowie in Kap. 5.2 erläutert wurde, wird bei der Ermittlung der CMC-Gewichtseinsparung angenommen, dass keramische Lauf- und Leitschaufeln in gekühlten Turbinenstufen eingesetzt werden. Demzufolge werden in allen Stufen der zweistufigen Hochdruckturbine und in der ersten Stufe der dreistufigen Niederdruckturbine SiC/SiC-Schaufeln mit EBC-Beschichtung genutzt. Gemäß [Rae13] wird die Dichte der SiC/SiC-Schaufeln mit  $2600 \text{ kg/m}^3$  abgeschätzt. Alle weiteren genutzten Dichten werden komponentenweise in Anhang F aufgeführt. Da unklar ist, welche Werkstoffe in den Stufen der Niederdruckturbine eingesetzt werden, wird für diese Komponente eine mittlere Dichte gewählt, die einen Kompromiss aus Nickelbasis-Superlegierungen und Titanaluminiden darstellt. Sollten in den ersten beiden Stufen Nickelbasis-Superlegierungen verwendet werden, so würde die Gewichtsabnahme gemäß Gl. 7.1 größer ausfallen als in den nachfolgenden Studien.

In **Tab. 7.1** wird die Gewichtsreduktion des PW1100G-JM-Modells bei unveränderter Performance im Referenzzustand dargestellt, die aus dem Einsatz von SiC/SiC-Turbinenschaufeln unter den zuvor geschilderten Annahmen resultiert. Zusätzlich werden die ermittelten Komponentengewichte den ursprünglichen Gewichten des metallischen Referenztriebwerks gegenübergestellt. Es ist ersichtlich, dass sich die Schaufelgewichte um das Verhältnis der Dichten verringern. Infolgedessen kann ebenfalls indirekt das Gewicht der metallischen Rotorscheiben gesenkt werden, da durch die leichteren Schaufeln geringere Fliehkräfte auf diese wirken. Im Vergleich zur Niederdruckturbine kann bei der Hochdruckturbine sogar mehr Gewicht bei den Scheiben als bei den Schaufeln eingespart werden, was einerseits mit einer höheren Drehzahl und andererseits mit einer größeren Dichtereduktion begründet werden kann. Neben dem Schaufel- und Scheibengewicht verringert sich darüber hinaus das Gewicht des von *Klees & Fishbach* berücksichtigten Triebwerkzubehörs.

Insgesamt kann somit durch den Einsatz von SiC/SiC-Schaufeln in gekühlten Turbinenstufen bei unveränderter Performance das Triebwerksgewicht von  $3155 \text{ kg}$  auf  $3042 \text{ kg}$  reduziert werden. Dies entspricht einer prozentualen Änderung von  $3,6 \%$  gegenüber dem metallischen Referenzzustand. Dabei trägt gerade die CMC-Gewichtseinsparung der Hochdruckturbine von  $65,7 \%$  maßgeblich zur erzielten Verringerung des Triebwerksgewichts bei.

**Tab. 7.1:** Gewichtsreduktion des PW1100G-JM-Modells durch den Einsatz von SiC/SiC-Schaufeln in gekühlten Turbinenstufen im Vergleich zum metallischen Referenztriebwerk aus *PERFECT* (Gewichtsabschätzung nach *Klees & Fishbach* / unverändertes Design-Gleichungssystem im Referenzzustand gemäß Tab. 6.1)

<b>Komponente</b>	<b><u>CMC-Einsatz</u></b> <b>m [kg]</b>	<b><u>metallische Referenz</u></b> <b>m [kg]</b>	<b>Reduktion [%]</b>
HPT Stator 1	1,3	4,2	68,3
HPT Rotor 1	0,5	1,4	68,3
HPT Scheibe 1	5,7	34,4	83,5
HPT Stator 2	1,3	4,2	68,3
HPT Rotor 2	1,4	4,5	68,3
HPT Scheibe 2	6,2	55,7	88,8
Hochdruckturbine	45,9	133,9	65,7
LPT Stator 1	11,7	20,4	42,7
LPT Rotor 1	3,1	5,4	42,7
LPT Scheibe 1	6,2	10,0	38,0
Niederdruckturbine	191,8	206,6	7,2
Zubehör	278,5	288,3	3,4
Triebwerk	3042	3155	3,6

Des Weiteren ist an dieser Stelle zu erwähnen, dass die in Tab. 7.1 skizzierte Gewichtsreduzierung zu dem in Kap. 6.4 erläuterten CMC-Retrofit korrespondiert. Im Zuge dessen wurde eine Kühlluftreduktion im Off-Design durchgeführt, um zu untersuchen, welche SFC-Verbesserung bei einer Triebwerksnachrüstung mit CMC-Schaufeln in gekühlten Turbinenstufen erzielt werden kann.

## 7.2 Modellierung der Stufenzahlen

Bevor das Triebwerksgewicht in Design-Studien adäquat ermittelt werden kann, gilt es die Stufenzahlen der Turbokomponenten in Abhängigkeit der zugrundeliegenden Stufenbelastungen zu modellieren, da diese maßgeblich das Komponentengewicht beeinflussen. Dazu werden die mittlere Lieferzahl  $\bar{\varphi}$  und die mittlere Druckziffer  $\bar{\psi}$  im flächengemittelten Durchmesser  $D_{fm}$  genutzt, die



nach [Gri04] für eine Turbokomponente wie folgt berechnet werden können ( $E = \text{Eintritt}$ ,  $A = \text{Austritt}$ ,  $n_{st} = \text{Stufenzahl}$ ,  $\Delta h = \text{spezifische Enthalpieänderung}$ ):

$$D_{fm} = \sqrt{\frac{1}{2}(D_{Tip}^2 + D_{Hub}^2)} \quad \text{Gl. 7.2}$$

$$u_{fm} = D_{fm} \cdot \pi \cdot n \quad \text{Gl. 7.3}$$

$$\varphi_E = \frac{c_{ax}}{u_{fm}} \Big|_E \quad \text{und} \quad \varphi_A = \frac{c_{ax}}{u_{fm}} \Big|_A \quad \text{Gl. 7.4}$$

$$\bar{\varphi} = \frac{1}{2}(\varphi_E + \varphi_A) \quad \text{Gl. 7.5}$$

$$\bar{\psi} = \frac{2\Delta h}{\sum_{n_{st}}(u_{fm}^2)} \quad \text{Gl. 7.6}$$

Im Rahmen der performancebasierten Geometrieerzeugung dient die mittlere Druckziffer als ein Maß für die Stufenbelastung einer Turbokomponente. Dementsprechend kann die mittlere Druckziffer auch zur Bestimmung der Stufenzahl genutzt werden, indem die Stufenzahl  $n_{st}$  in Gl. 7.6 stets so angepasst wird, dass die vorhandene mittlere Druckziffer  $\bar{\psi}$  eine zulässige mittlere Druckziffer  $\bar{\psi}_{zul}$  nicht überschreitet.

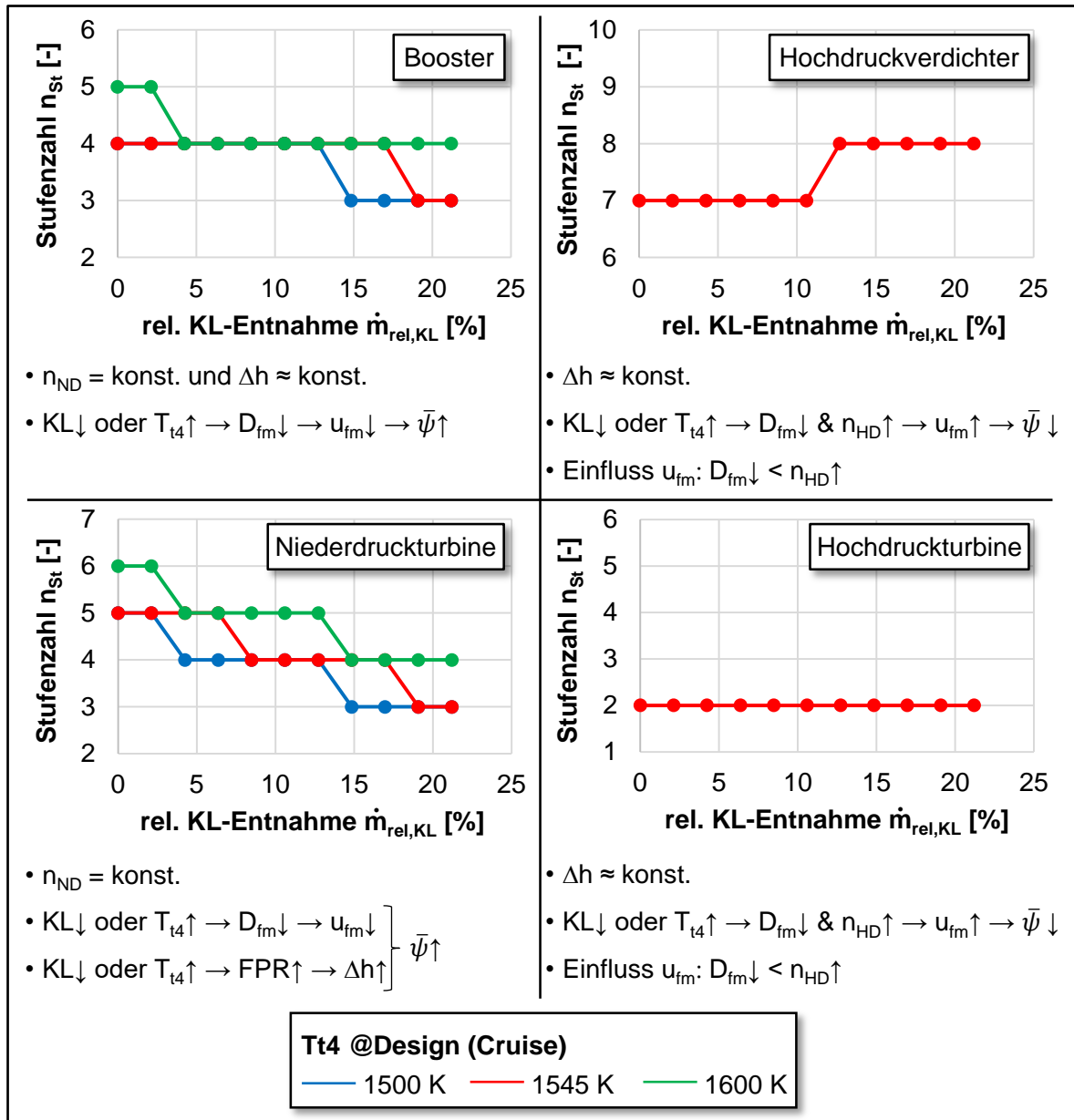
Um geeignete zulässige mittlere Druckziffern für die Kernkomponenten des PW1100G-JM-Modells zu definieren, werden die mittleren Lieferzahlen und Druckziffern im Referenzzustand aus *PERFECT* als Orientierungshilfe genutzt. Basierend auf diesen Werten werden die zulässigen mittleren Druckziffern wie in Anhang E dargestellt abgeschätzt. Gemäß Abb. 5.2.2.34, Abb. 5.2.2.46 und Abb. 5.2.3.36 in [Gri04] erscheinen die gewählten Limits realistisch, insofern beachtet wird, dass es sich bei dem genutzten Triebwerksmodell um einen Getriebefan handelt. Im Vergleich zu Turbofans ohne Untersetzungsgetriebe ist die Niederdruckwelle des Getriebefans durch eine höhere Drehzahl gekennzeichnet. Infolgedessen resultieren für den Booster sowie für die Niederdruckturbine des PW1100G-JM-Modells kleinere mittlere Lieferzahlen als in den von [Gri04] angegebenen Wertebereichen. Dies kann damit begründet werden, dass zum Zeitpunkt der Veröffentlichung von [Gri04] noch keine Getriebefans wie das PW1000G von *Pratt & Whitney* (vgl. Abb. 4.3) erfasst wurden.

Des Weiteren ist an dieser Stelle zu erwähnen, dass im weiteren Verlauf dieser Arbeit der Einfluss der mittleren Druckziffer auf den polytropen Wirkungsgrad nicht berücksichtigt wird.

In **Abb. 7.1** werden die Verläufe der Stufenzahlen des PW1100G-JM-Modells über einer Kühlluftreduktion ausgehend vom Referenzzustand ( $\dot{m}_{rel,KL} = 21,2 \% / OPR = 38,574 / T_{t4} = 1545 \text{ K}$ ) für verschiedene T4 im Design dargestellt. Die Performancemodellierung erfolgt dabei unter den gleichen Bedingungen wie in der thermodynamischen Potenzialanalyse (vgl. Kap. 6) und die Stufenzahlen der Kernkomponenten werden auf Basis der zuvor geschilderten mittleren Druckziffer ermittelt. Nachfolgend werden die in Abb. 7.1 zu beobachtenden Tendenzen stichpunktartig erläutert:

- Gemäß Tab. 6.1 werden die Drehzahlen der Hoch- und Niederdruckwelle im Design so angepasst, dass die geforderten Blattspitzengeschwindigkeiten des Fans und des Hochdruckverdichters eingehalten werden. Da der Eintrittsmassenstrom und ergo der Fandurchmesser als feste Randbedingung vorgegeben werden, bleibt die Design-Drehzahl der Niederdruckwelle stets konstant. Im Zuge von Abb. 6.7 wurde erläutert, dass das Kerntriebwerk sowohl durch eine Kühlluftreduktion als auch durch eine Erhöhung der T4 schrumpft. Infolgedessen steigt die Design-Drehzahl der Hochdruckwelle hin zu kleinen Kühlluftmengen und/oder großen T4.
- Einerseits ändert sich bei einer Verringerung der Kühlluft die spezifische Enthalpiedifferenz über den Booster nur geringfügig. Andererseits bleibt die Drehzahl der Niederdruckwelle im Design konstant, weshalb die mittlere Druckziffer bzw. die Stufenzahl des Boosters mit kleiner werdendem Kerntriebwerk in Richtung geringer Kühlluftmengen steigt. Weil eine Erhöhung der T4 zusätzlich zur Verkleinerung des Kerntriebwerks beiträgt, wächst die mittlere Druckziffer und somit die Stufenzahl des Boosters zudem mit zunehmender T4.
- Im Gegensatz zum Booster dreht der Hochdruckverdichter bei einer Kühlluftreduktion schneller, jedoch bleibt auch für diese Komponente die spezifische Enthalpiedifferenz nahezu unverändert. Trotz schrumpfendem Kerntriebwerks nimmt die Umfangsgeschwindigkeit des Hochdruckverdichters im Flächenmittel zu, da sich die Design-Drehzahl im Zuge der Modellierung stärker ändert als der flächengemittelte Durchmesser. Insgesamt sinkt also die mittlere Druckziffer bzw. die Stufenzahl des Hochdruckverdichters in Richtung geringerer Kühlluftmengen. Bei einer Erhöhung der T4 sind die gleichen Tendenzen wie bei einer Verringerung der Kühlluft zu beobachten. Weil die Verkleinerung des Kerntriebwerks im untersuchten Temperaturbereich aber kleiner ausfällt als bei der durchgeführten Kühlluftreduktion, erzeugt die T4-Steigerung keine Abnahme der Stufenzahl.
- Das spezifische Enthalpiegefälle über die Hochdruckturbine bleibt im Rahmen der zugrundeliegenden Modellierung in etwa konstant. Darüber hinaus treten hinsichtlich der Drehzahl sowie des Durchmessers und der Umfangsgeschwindigkeit im Flächenmittel bei der Hochdruckturbine die gleichen Effekte wie beim Hochdruckverdichter auf, was

ganzheitlich dazu führt, dass sich die Stufenzahl der Turbine nicht ändert. Da der Eintrittsmassenstrom der Hochdruckturbinen bei gegebener  $T_4$  nur geringfügig durch die Kühlluftreduktion beeinflusst wird, besitzt die Kühlluftmenge nur eine geringe Auswirkung auf die mittlere Druckziffer der Hochdruckturbinen. Deshalb resultiert aus einer Verringerung der Kühlluft, anders als beim Hochdruckverdichter, keine Abnahme der Stufenzahl.



**Abb. 7.1:** Verlauf der Stufenzahlen der Hoch- und Niederdruckkomponenten im Kerntriebwerk aufgetragen über einer Kühlluftreduktion für verschiedene  $T_4$  (Design-Studie /  $OPR_{ref} = 38,574$ )

- Gegenüber den bisher geschilderten Komponenten ist die Stufenzahl der Niederdruckturbine im Rahmen der durchgeführten Design-Studien durch einen vergleichsweise starken Anstieg gekennzeichnet. Grund dafür sind zwei simultan auftretende Effekte, die nachfolgend beschrieben werden: Einerseits bleibt die Design-Drehzahl der Niederdruckwelle aufgrund eines unveränderten Fan-Durchmessers konstant, was bei einer Abnahme des flächengemittelten Durchmessers infolge einer Kühlluftreduktion und/oder T4-Steigerung zu einer wachsenden mittleren Druckziffer bzw. Stufenzahl führt. Andererseits folgt aus einer Kühlluftverringerung und/oder T4-Vergrößerung ein leistungsfähigeres und kleineres Kerntriebwerk, sodass bei konstantem Eintrittsmassenstrom sowohl das BPR als auch das FPR zunehmen. Demnach benötigt der Fan mehr Leistung und das erforderliche spezifische Enthalpiegefälle über die Niederdruckturbine steigt. Gemäß Gl. 7.6 führt ein Anstieg der Enthalpiedifferenz direkt zu einer Vergrößerung der mittleren Druckziffer und ergo der Stufenzahl.
- Hinsichtlich des OPR-Einflusses ist zu erläutern, dass bei allen Kernkomponenten eine Steigerung der Stufenbelastung mit wachsendem OPR zu beobachten ist. Der Übersicht halber wird eine Variation des OPR jedoch nicht in Abb. 7.1 dargestellt.

Zusammenfassend beeinflussen alle in Tab. 6.4 aufgeführten Design-Variationsgrößen die Stufenzahlen der Turbokomponenten im Kerntriebwerk. Bei den in Abb. 7.1 untersuchten Größen, der relativen Kühlluftentnahme und der T4, wird deutlich, dass gerade die Stufenzahlen der Niederdruckkomponenten im Zuge einer Kühlluftreduktion und/oder T4-Steigerung durch eine relativ starke Zunahme geprägt sind. Grund dafür ist unter anderem die konstante Niederdruckwellendrehzahl im Design, die, anderes als die Hochdruckwellendrehzahl, aufgrund eines konstanten Eintrittsmassenstroms bzw. Fan-Durchmessers bei einer Verkleinerung des Kerntriebwerks nicht ansteigt. Da bei der Niederdruckturbine zusätzlich das spezifische Enthalpiegefälle durch eine Kühlluftverringerung und/oder T4-Erhöhung vergrößert wird, wirken sich die durchgeführten Variationen insbesondere auf die Stufenzahl dieser Komponente aus.

### 7.3 CMC-Gewichtsreduzierung bei verbesserter Performance

Basierend auf den zuvor geschilderten Modellierungsansätzen und gewonnenen Resultaten wird nachfolgend in Design-Studien die CMC-Gewichtsreduzierung untersucht, die durch eine verbesserte Performance infolge einer höheren CMC-Werkstoffgrenztemperatur erreicht werden

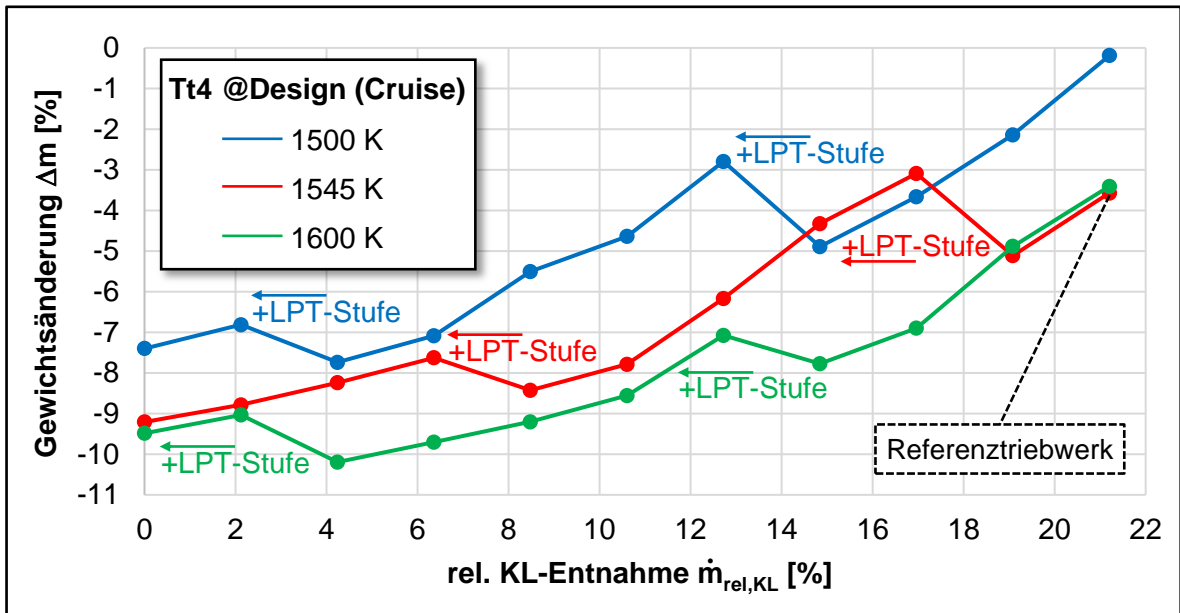
kann. Ziel dabei ist es, die Gewichtseinsparungen zu ermitteln, die zu den in Kap. 6.5 präsentierten thermodynamischen Verbesserungen korrespondieren.

Eingangs wird zunächst die Änderung des Triebwerksgewichts erläutert, die aus einer Variation des OPR bei sonst unveränderten Design-Parametern resultiert. Vorab ist zu erwähnen, dass im Rahmen der performancebasierten Geometrieerzeugung die Aspect Ratios<sup>1</sup> der Schaufeln und Schaufelzwischenräume als konstant angenommen werden. Wird das OPR ausgehend vom Referenz-OPR von 38,574 reduziert, so vergrößern sich die Kerntriebwerkskomponenten im Durchmesser und die Stufenzahlen nehmen ab. Aufgrund der festen Aspect Ratios führt dies im Zuge der zugrundeliegenden Geometriemodellierung zu einer Streckung der Kernkomponenten in axialer Richtung. Dementsprechend wird das gesamte Triebwerk, trotz sinkender Stufenzahlen, länger und somit schwerer. Wird das OPR erhöht, so sind die gegenläufigen Tendenzen hinsichtlich Stufenzahl und Triebwerkslänge zu beobachten. Bei OPR oberhalb des Referenz-OPR wird das Triebwerk zwar kürzer, jedoch steigen auch die Stufenzahlen der Kernkomponenten, was ebenfalls zu einem schweren Triebwerksdesign führt. Insgesamt liegt das Gewichtsminimum im Zuge einer OPR-Variation daher circa beim Referenz-OPR, welches ein Kompromiss aus Stufenzahl und Triebwerkslänge darstellt und infolgedessen in den nachfolgenden Design-Studien fokussiert wird, vgl. Anhang G.

In **Abb. 7.2** wird der Verlauf der CMC-basierten Gewichtsänderung  $\Delta m$  gemäß Gl. 7.1 über der relativen Kühlluftentnahme des Sekundärluftsystems bei konstantem Referenz-OPR dargestellt. Zusätzlich werden dabei die in Abb. 7.1 berücksichtigten T4 im Design betrachtet. Es ist ersichtlich, dass das Triebwerksgewicht generell durch eine Anhebung der T4 oder eine Verringerung der Kühlluft gesenkt werden kann. Grund dafür ist einerseits das Schrumpfen des Kerntriebwerks durch T4-Steigerung und/oder Kühlluftreduktion, vgl. Abb. 6.7. Andererseits wird das gesamte Triebwerk durch die Verkleinerung des Kerntriebwerks kürzer, was eine Folge der konstanten Aspect Ratios von Schaufeln und Schaufelzwischenräumen ist. Der Einfluss der durchgeführten Design-Studien auf die Stufenzahlen der Kernkomponenten wurde bereits im Rahmen von Abb. 7.1 thematisiert. Wie bei der Betrachtung von Abb. 7.2 deutlich wird, sind insbesondere die Stufenanstiege der Niederdruckturbine zu identifizieren. Im Zuge einer Kühlluftreduktion führt dies zu einem kurzzeitigen Anstieg des Triebwerksgewichts, der die insgesamt erzielbare Gewichtsreduktion mindert.

---

<sup>1</sup> Aspect Ratio: Verhältnis Höhe/Länge

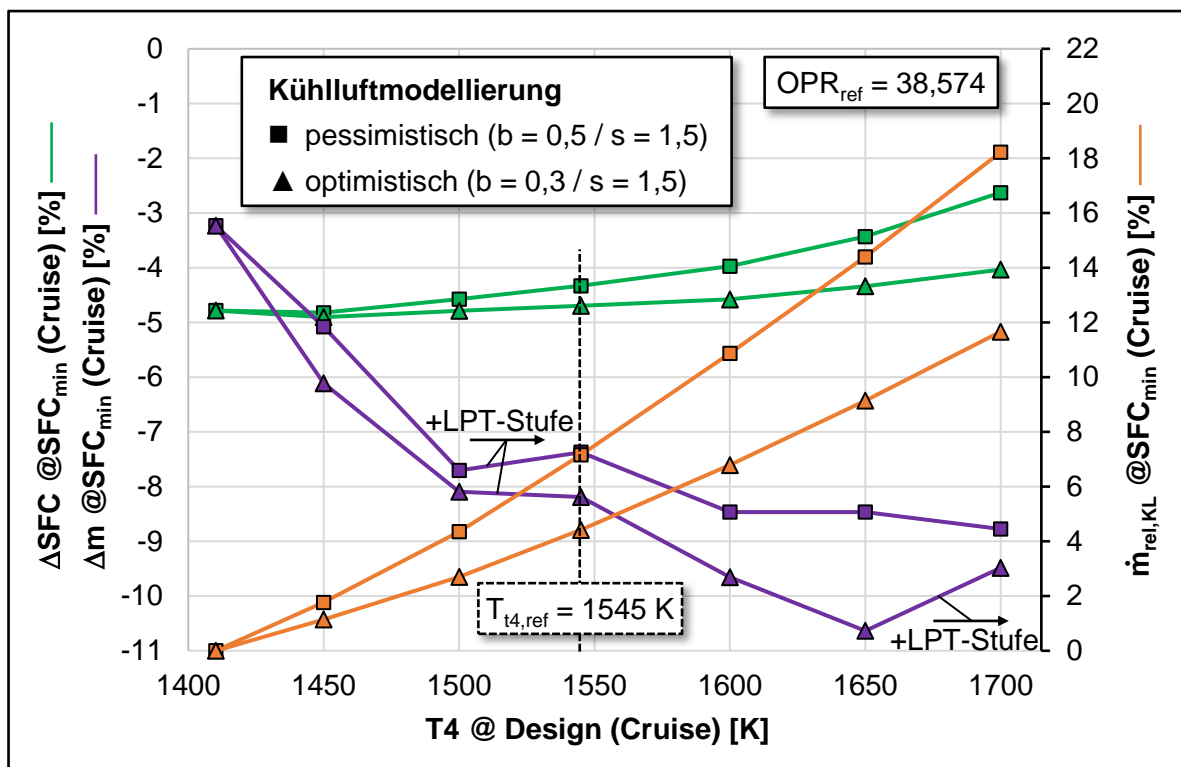


**Abb. 7.2:** Verlauf der CMC-basierten Gewichtsänderung aufgetragen über einer Kühlluftreduktion für verschiedene T4 (Design-Studie /  $OPR_{ref} = 38,574$ )

Da die Variation von T4 und relativer Kühlluftentnahme in Abb. 7.2 noch nicht in Relation zur maximal ertragbaren Temperatur der eingesetzten SiC/SiC-Turbinenschaufeln betrachtet wurde, gilt es im Folgenden die Werkstoffgrenztemperatur der Schaufeln zu berücksichtigen. Ziel dabei ist die Ermittlung und anschließende Gegenüberstellung der erzielbaren SFC- und Gewichtsreduktionen beim Erreichen der CMC-Werkstoffgrenztemperatur. Weil die realisierbaren Performance-Verbesserungen bei einer Werkstoffgrenztemperatur von  $T_{Grenz}(SiC/SiC+EBC) = 1750\text{ K}$  schon im Rahmen der thermodynamischen Potenzialanalyse untersucht wurden (vgl. Kap. 6.5), sind die SFC-Reduktionen sowie die zugrundeliegenden Performance-Daten bereits bekannt. Im weiteren Verlauf erfolgt die Bestimmung des Triebwerksgewichts bei verbesserter Performance infolge einer höheren CMC-Werkstoffgrenztemperatur daher auf Basis der in Kap. 6.5 ermittelten Performance-Daten.

In **Abb. 7.3** wird einerseits die aus Abb. 6.9 bekannte SFC-Änderung am SFC-Minimum  $\Delta SFC @ SFC_{min}$  inklusive der relativen Kühlluftentnahme  $\dot{m}_{rel,KL} @ SFC_{min}$  bei konstantem Referenz-OPR von 38,574 sowie einer maximalen HPT-Schaufeltemperatur von 1750 K im heißesten Betriebspunkt (TO-EoF) präsentiert. Andererseits wird die dazu korrespondierende CMC-basierte Gewichtsänderung  $\Delta m @ SFC_{min}$  dargestellt. Wie in Abb. 6.9 beruht auch in Abb. 7.3 die Berechnung der HPT-Schaufeltemperatur  $T_{B,HPT} @ TO-EoF$  auf dem Kühlluftmodell von *Jonsson & Bolland*, vgl. Kap. 6.3. Dieses wird aufgrund von Unsicherheiten in der Kühleffizienz von keramischen Turbinenschaufeln mit einer optimistischen und pessimistischen Abschätzung der Technologieparameter  $s$  und  $b$  genutzt, vgl. Tab. 6.3.

Im Zuge der thermodynamischen Potenzialanalyse in Kap. 6.5 und bei der Auswertung von Abb. 6.9 wurde bereits festgestellt, dass im untersuchten Bereich die größten SFC-Verringerungen gegenüber dem metallischen Referenzzustand aus einer Senkung der T4 hin zu einer geringen Turbinenkühlung resultieren. Werden in Abb. 7.3 im Vergleich dazu die erzielbaren CMC-basierten Reduktionen des Triebwerksgewichts betrachtet, so wird deutlich, dass die leichteren Triebwerke tendenziell bei hohen T4 und großen Kühlluftmassenströmen einzuordnen sind. Grund dafür ist einerseits die im Rahmen von Abb. 7.2 geschilderte Verkleinerung des Kerntriebwerks mit steigender T4, die zudem zu einer axialen Verkürzung des Triebwerks führt. Andererseits ist in Anbetracht der zugrundeliegenden Modellierung die Stufenzahl der schweren Niederdruckturbinen bei hohen T4 und großen Kühlluftmengen kleiner als bei geringen T4 und kleinen Kühlluftmengen, vgl. Abb. 7.1. Insofern die Stufenzahl der Niederdruckturbinen ansteigt, so ist dies auch in Abb. 7.3 zu verzeichnen. Hinsichtlich der Kühlluftmodellierung ist zu erläutern, dass eine höhere Kühleffizienz von keramischen Turbinenschaufeln tendenziell zu einem leichteren Triebwerk führt, was anhand der pessimistischen und optimistischen Abschätzung der Kühlluftparameter verdeutlicht wird.



**Abb. 7.3:** Verlauf der SFC-Änderung, der CMC-basierten Gewichtänderung und der relativen Kühlluftentnahme am SFC-Minimum  $\Delta SFC @ SFC_{min}$  bei  $OPR_{ref} = 38,574$  (vgl. Abb. 6.9) aufgetragen über der T4  
(Design-Studie  $T_{B,HPT} @ TO-EoF = 1750 \text{ K} / T_{B,LPT} @ TO-EoF < 1750 \text{ K}$ )

Zusammenfassend sind somit bei der Analyse von SFC-Reduktion und CMC-basierter Gewichtseinsparung in Abb. 7.3 gegenläufige Tendenzen im untersuchten Bereich zu beobachten. Vor dem Hintergrund der genutzten Modellierungsansätze liegt das leichteste Triebwerksdesign bei hohen  $T_4$  mit großen Kühlluftmengen, wohingegen die geringsten SFC-Werte bei einem Triebwerksdesign mit schwacher Kühlung und geringer  $T_4$  erzielt werden.

Wird die Referenz- $T_4$  von 1545 K und das Referenz-OPR von 38,574 des metallischen Referenztriebwerks aus *PERFECT* betrachtet (vgl. vertikale Linie in Abb. 7.3), so können die in **Tab. 7.2** aufgeführten SFC- und Gewichtsänderungen lediglich auf Basis einer Kühlluftreduktion erreicht werden. Die relative Kühlluftentnahme des Sekundärluftsystems im metallischen Referenzzustand beträgt dabei 21,2 %. An dieser Stelle ist zu betonen, dass die präsentierten SFC- und Gewichtsänderungen durch den Einsatz von keramischen Turbinenschaufeln in gekühlten Turbinenstufen ermöglicht werden. Da SiC/SiC-Turbinenschaufeln im Vergleich zu metallischen Schaufeln durch eine höhere Temperaturbeständigkeit gekennzeichnet sind, kann das Triebwerksdesign an eine schwächere Turbinenkühlung angepasst werden, was zu einer Verbesserung der Performance führt. Darüber hinaus resultiert aus der verbesserten Performance eine Verringerung des Triebwerksgewichts.

**Tab. 7.2:** Erzielbare SFC- und Gewichtsänderungen gegenüber dem metallischen Referenzzustand aus *PERFECT* durch Kühlluftreduktion bei  $T_{t4,ref} = 1545 \text{ K}$  und  $OPR_{ref} = 38,574$   
(Design-Studie /  $T_{B,HPT} @ TO-EoF = 1750 \text{ K}$  /  $T_{B,LPT} @ TO-EoF < 1750 \text{ K}$ )

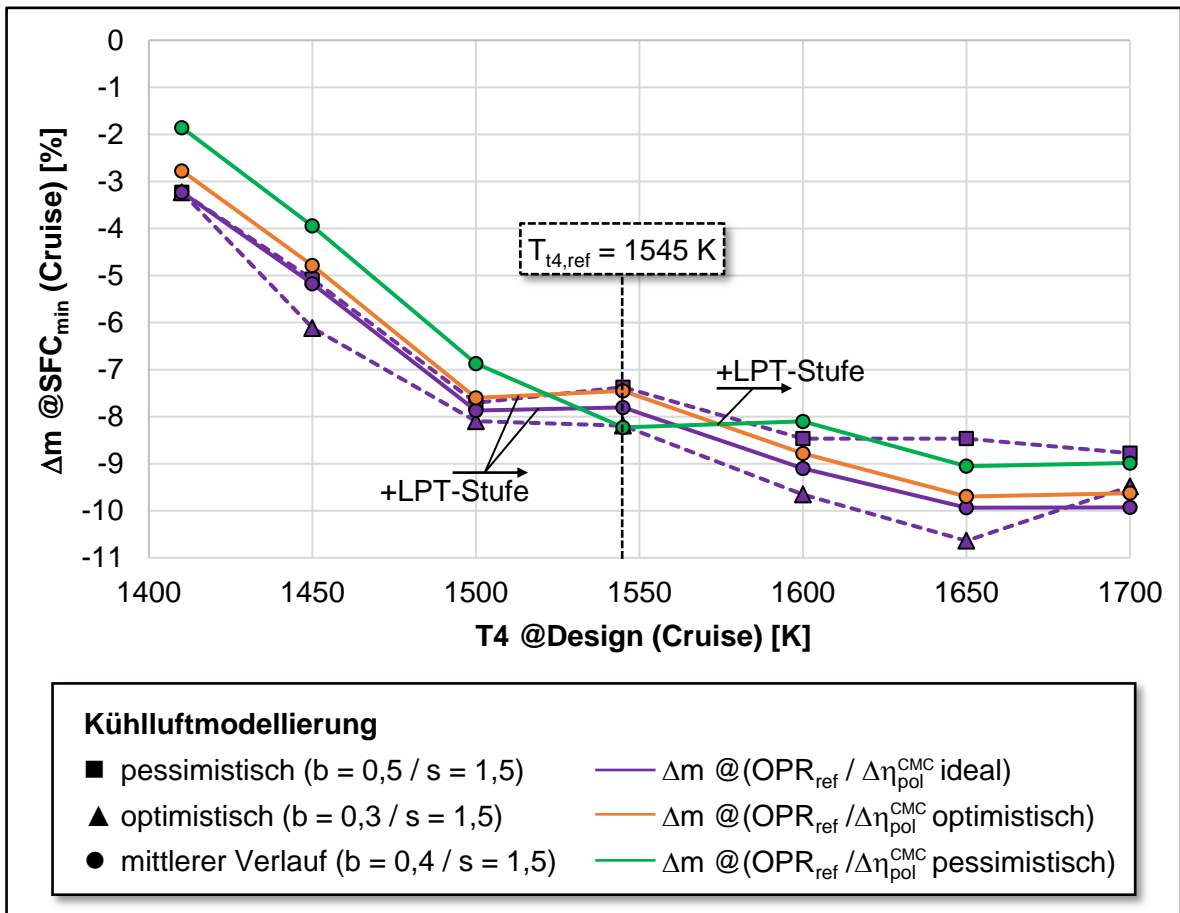
Kühlluftmodellierung	$\dot{m}_{rel,KL} [\%]$	$\Delta SFC [\%]$	$\Delta m [\%]$
optimistisch ( $b = 0,3$ / $s = 1,5$ )	4,4	-4,6	-8,2
pessimistisch ( $b = 0,5$ / $s = 1,5$ )	7,2	-4,3	-7,4

Abschließend gilt es den Einfluss des bisher vernachlässigten CMC-Wirkungsgraddefizits in Gl. 6.2 auf die zuvor ermittelten Gewichtsreduktionen zu untersuchen. Das Defizit beschreibt dabei den Wirkungsgradunterschied zwischen einer Turbine mit keramischer Beschaufelung und einer Turbine mit rein metallischer Beschaufelung. Im Rahmen von Kap. 6.6 wurden bereits Einflussfaktoren auf das CMC-Wirkungsgraddefizit diskutiert, das daraufhin in Tab. 6.5 für die Hoch- und Niederdruckturbine abgeschätzt wurde.

In **Abb. 7.4** wird beim Referenz-OPR von 38,574 der Einfluss der in Tab. 6.5 aufgeführten optimistischen und pessimistischen Abschätzung des CMC-Wirkungsgraddefizits  $\Delta\eta_{pol}^{CMC}$  auf die in Abb. 7.3 erzielten Gewichtsreduktionen untersucht. Analog zu Abb. 6.10 wird auch in Abb. 7.4 der mittlere Verlauf zwischen optimistischer und pessimistischer Abschätzung der



Kühlluftmodellparameter betrachtet, der durch  $b = 0,4$  und  $s = 1,5$  definiert ist. Darüber hinaus wird der mittlere Verlauf unter Vernachlässigung des CMC-Wirkungsgraddefizits mit  $\Delta m @ (OPR_{ref} / \Delta \eta_{pol}^{CMC ideal})$  gekennzeichnet. Werden die Verläufe der CMC-basierten Gewichtsänderung mit Wirkungsgraddefizit  $\Delta m @ (OPR_{ref} / \Delta \eta_{pol}^{CMC optimistisch})$  und  $\Delta m @ (OPR_{ref} / \Delta \eta_{pol}^{CMC pessimistisch})$  bei gleicher LPT-Stufenzahl betrachtet, so wird deutlich, dass die Berücksichtigung des CMC-Wirkungsgraddefizits zu einer Verminderung der erzielbaren Gewichtseinsparung führt. Demnach ist auch vor dem Hintergrund einer Gewichtsreduzierung eine Minimierung des CMC-Wirkungsgraddefizits anzustreben.



**Abb. 7.4:** Einfluss der optimistischen und pessimistischen Abschätzung des CMC-Wirkungsgraddefizits  $\Delta \eta_{pol}^{CMC}$  (vgl. Tab. 6.4) auf die CMC-basierte Gewichtsänderung am SFC-Minimum  $\Delta SFC @ SFC_{min}$  bei  $OPR_{ref} = 38,574$  (vgl. Abb. 6.9) (Design-Studie /  $T_{B,HPT} @ TO-EoF = 1750 K / T_{B,LPT} @ TO-EoF < 1750 K$ )

## 8 Zusammenfassung und Ausblick

### 8.1 Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wird eine Potenzialanalyse zum Einsatz keramischer Faserverbundwerkstoffe in Flugtriebwerken durchgeführt. Das dazu notwendige Grundlagenwissen wird eingangs im Rahmen einer Recherche zusammengetragen. Im Fokus stehen dabei die Einordnung und Klassifizierung von CMC-Werkstoffen, die CMC-Herstellung sowie die Auswirkung einer Faserverstärkung auf die Bruchzähigkeit. Zusätzlich werden relevante Werkstoffdaten vor dem Hintergrund eines CMC-Triebwerkseinsatzes ermittelt.

Anschließend werden potenzielle Einsatzgebiete von keramischen Faserverbundwerkstoffen in Flugtriebwerken diskutiert. Vielversprechende Anwendungsmöglichkeiten können im Zuge dessen in der Brennkammer, der Turbine, dem Nachbrenner und der Schubdüse identifiziert werden. Insbesondere die Substitution von metallischen Turbinenschaufeln durch CMC-Schaufeln bietet ein großes Potenzial zur Verringerung des Kühlluftbedarfs. Diese Thematik wird in den weiteren Untersuchungen dieser Arbeit fokussiert.

Im nächsten Schritt werden die Auswirkungen eines CMC-Einsatzes auf Flugtriebwerke diskutiert. Durch die Nutzung temperaturbeständiger CMC-Bauteile ist eine Kühlluftverringerung und/oder T4-Steigerung sowie eine Gewichtsreduzierung möglich. Infolgedessen besteht zudem ein Potenzial zur Triebwerksverkleinerung. Des Weiteren werden die angestrebten CMC-Studien durch vereinfachende und sinnvolle Annahmen konkretisiert. Eine zentrale Annahme ist dabei der Einsatz von CMC-Schaufeln in Lauf- und Leiträdern von Turbinenstufen, die bei rein metallischer Beschaukelung eine Kühlung erfordern.

Als Untersuchungsgrundlage zur Potenzialanalyse wird ein bestehendes Triebwerksmodell eines modernen zivilen Turbofans verwendet, das in dieser Arbeit als *metallisches Referenztriebwerk* bezeichnet wird. Zur Analyse des thermodynamischen Potenzials von keramischen Faserverbundwerkstoffen wird der Einfluss der getroffenen CMC-Annahmen auf den SFC untersucht, um die möglichen thermodynamischen Verbesserungen gegenüber dem metallischen Referenztriebwerk zu ermitteln. Im Zuge der Wirkungsgradmodellierung wird deutlich, dass der Wirkungsgrad der stark gekühlten Hochdruckturbine durch eine Kühlluftreduktion signifikant verbessert werden kann. Zur Kühlluftmodellierung wird ein Kühlluftmodell aus der Literatur genutzt, mithilfe dessen die maximal auftretende Schaufeltemperatur bestimmt wird. Da für die Kühlluftauslegung von CMC-Turbinenschaufeln derzeit keine Messdaten vorliegen und daher

Unsicherheiten in der realisierbaren Kühleffizienz bestehen, werden die Technologieparameter des Kühlluftmodells optimistisch und pessimistisch abgeschätzt.

Wird das Szenario einer Nachrüstung mit CMC-Turbinenschaufeln bei gegebenem Triebwerksdesign untersucht, so wird im Zuge einer Off-Design-Kühlluftreduktion deutlich, dass zwar thermodynamische Verbesserungen erzielt werden können, diese jedoch größtenteils durch eine Verschlechterung der Komponentenwirkungsgrade im Off-Design relativiert werden. Grund dafür sind im Wesentlichen vom Design abweichende Massenstromverhältnisse, die zu einer Verstimmung der Turbokomponenten im Kerntriebwerk führen.

Bei der thermodynamischen Potenzialanalyse im Rahmen einer Triebwerksneuauslegung mit keramischer Beschaukelung in gekühlten Turbinenstufen wird der Kreisprozess für gegebenen Schub und Eintrittsmassenstrom ausgelegt. Wichtige Erkenntnisse sind, dass durch eine Kühlluftverringern und/oder T4-Steigerung der SFC in Relation zum metallischen Referenztriebwerk maßgeblich reduziert werden kann. Darüber hinaus ist im Zuge dessen eine Verkleinerung des Kerntriebwerks sowie ein signifikanter Anstieg der LPT-Eintrittstemperatur zu verzeichnen. Wird die Einhaltung einer CMC-Werkstoffgrenztemperatur von 1750 K im heißesten Betriebspunkt (TO-EoF) vorausgesetzt, ermöglicht eine Senkung der T4 hin zu einer schwachen Turbinenkühlung tendenziell die größten SFC-Reduktionen. In Anbetracht dieses Temperaturlimits dominiert somit die Effizienzsteigerung durch Kühlluftverringern gegenüber dem thermodynamischen Potenzial höherer T4. Im Vergleich zum metallischen Referenztriebwerk kann der SFC alleine durch Kühlluftreduktion optimistisch um 4,6 % und pessimistisch um 4,3 % gesenkt werden. Wird für keramische Turbinenschaufeln eine schlechtere strömungsmechanische Güte in Form eines CMC-Wirkungsgraddefizits angenommen, werden deutlich geringere SFC-Reduktionen erzielt.

Um das Potenzial von keramischen Faserverbundwerkstoffen zur Gewichtsreduzierung zu untersuchen, wird zunächst ein geometrischer Vorentwurf des Triebwerks erzeugt. Anschließend wird das Triebwerksgewicht mithilfe einer Methodik aus der Literatur komponentenbasiert abgeschätzt. Bei unveränderter Performance kann das Triebwerksgewicht durch den Einsatz von SiC/SiC-Schaufeln in gekühlten Turbinenstufen insgesamt um 3,6 % gesenkt werden. Große Potenziale zur Gewichtsreduzierung können im Zuge dessen in der Hochdruckturbinen identifiziert werden, insbesondere bei den materialtechnisch unveränderten Scheiben. Wird das Triebwerksgewicht bei einer verbesserten Performance infolge einer höheren CMC-Werkstoffgrenztemperatur betrachtet, liegen die leichteren Triebwerke tendenziell bei hohen T4 und großen Kühlluftmassenströmen. Im Vergleich zu den in der thermodynamischen Potenzialanalyse ermittelten SFC-Minima sind also gegenläufige Tendenzen zu verzeichnen. Durch eine Kühlluftreduktion kann das Triebwerksgewicht optimistisch um 8,2 % und pessimistisch um 7,4 % in Relation zum metallischen Referenztriebwerk gesenkt werden.

## 8.2 Ausblick

Da im Rahmen dieser Arbeit nur Studien auf Basis eines zivilen Turbofans durchgeführt wurden, sollte das entwickelte Schema zur CMC-Potenzialanalyse zukünftig auch in Kombination mit anderen Triebwerken genutzt werden. Dabei gilt es zu untersuchen, ob die gleichen Trends zu beobachten sind, wie in der vorliegenden Arbeit, oder ob in Anbetracht anderer Triebwerksanforderungen neue Entwicklungstendenzen zu identifizieren sind. Insbesondere die Anwendung der CMC-Potenzialanalyse auf stark beanspruchte militärische Triebwerke ist für die weitere Triebwerksentwicklung von zentraler Bedeutung. Zudem könnten Untersuchungen zum CMC-Potenzial in ungekühlten Triebwerken durchgeführt werden, wie z.B. kleinen Turboprops. Aufgrund der realisierbaren Temperatursteigerungen sind im Zuge dessen vielversprechende Ergebnisse zu erwarten.

Neben dem CMC-Einsatz in gekühlten Turbinenstufen, der in dieser Arbeit fokussiert wird, kann in zukünftigen Studien die Nutzung von CMC-Bauteilen in weiteren Triebwerkskomponenten berücksichtigt werden. Prädestinierte Einsatzgebiete bestehen darüber hinaus in der Brennkammer, dem Nachbrenner und der Schubdüse. In Anbetracht des thermo-mechanischen Belastungskollektivs von Rotorscheaufeln werden in Flugtriebwerken aller Voraussicht nach zuerst Statorschaufeln aus faserverstärkter Keramik eingesetzt. Infolgedessen ist die Untersuchung von Turbinen mit keramischen Statorschaufeln und metallischen Rotorscheaufeln ein weiterer wichtiger Aspekt, der basierend auf dieser Arbeit in folgenden Studien betrachtet werden sollte. Wegen der unterschiedlichen Werkstoffgrenztemperaturen ist jedoch bei derartigen Analysen mit einer komplexeren Kühlluftmodellierung zu rechnen.

Um Unsicherheiten in der Wirkungsgrad- und Kühlluftmodellierung entgegenzuwirken, ist zukünftig eine grundlegende Erforschung von keramischen Turbinenschaufeln erforderlich. Einerseits gilt es zu untersuchen, welche strömungsmechanische Güte Keramikschaufeln im Vergleich zu konventionellen metallischen Schaufeln aufweisen und welchen Einfluss eine womöglich schlechtere Schaufelaerodynamik auf den Turbinenwirkungsgrad besitzt. Im Zuge dessen sind insbesondere die fertigungstechnischen Möglichkeiten von CMC-Schaufeln zu fokussieren. Andererseits ist derzeit nicht bekannt, welche Kühleffizienz keramische Turbinenschaufeln erzielen können. Daher sind auch in Anbetracht dieser Thematik weiterführende Studien erforderlich.

## Literaturverzeichnis

- [Ain55] Ainley, D. G.; Mathieson, G. C. R.: *An Examination of the Flow and Pressure Losses in Blade Rows of Axial-Flow Turbines*. Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, 2891, 1955.
- [Ain57] Ainley, D. G.; Mathieson, G. C. R.: *A Method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbines*. Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, 2974, 1957.
- [air13] airliners.de: *Erster Getriebefan für CSeries montiert*. <https://www.airliners.de/erster-getriebefan-fur-cseries-montiert/21989>, 2013, Zugriff am 15.12.2020.
- [Ber19] Berger, C.; Grünling, H. W.: *Hochtemperatur-Schaufelwerkstoffe*, in Lechner, C.; Seume, J.: *Stationäre Gasturbinen*. 3. Auflage, Springer Nature, Berlin, 2019.
- [Boc01] Boccaccini, A. R.; Kaya, C.; Krüger, H. G.: *Elektrophoretische Abscheidung zur Herstellung von faserverstärkten Keramik- und Glasmatrix-Verbundwerkstoffen – Eine Übersicht*. Chemie Ingenieur Technik, 5 (2001), S. 443-452.
- [Bra19] Braun, J.: *Thermodynamische Grundlagen*, in Lechner, C.; Seume, J.: *Stationäre Gasturbinen*. 3. Auflage, Springer Nature, Berlin, 2019.
- [Brä15] Bräunling, W. J. G.: *Flugzeugtriebwerke – Grundlagen – Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme*. 4. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2015.
- [Bri14] Briehl, H.: *Chemie der Werkstoffe*. 3. Auflage, Springer Fachmedien, Wiesbaden, 2014.
- [Bun06] Bunker, R. S.: Axial Turbine Blade Tips: Function, Design, and Durability. Journal of Propulsion and Power, 22 (2006), S. 271-285.
- [Bus20] Buske, C. M A.: *Development of CFD-Based Tip Clearance Loss and Deviation Models for Axial-Flow Turbines*. Dissertation, Universität Kassel, Fachbereich Maschinenbau, 2020.

- [CFM19] CFM International: *LEAP*. Broschüre, CFM International, Cincinnati (Ohio), Paris, 2019.
  
- [Che19] Chen, M. et al.: *Research Progress of Continuous Fiber Reinforced Ceramic Matrix Composite in Hot Section Components of Aero engine*. Paper, IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 679, 11<sup>th</sup> International Conference on High-Performance Ceramics, Kunming, China, 2019.
  
- [Chr08] Christin, F.: *CMC Materials for Space and Aeronautical Applications*, in Krenkel, W.: *Ceramic Matrix Composites – Fiber Reinforced Ceramics and their Applications*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2008.
  
- [Cla03] Clauß, B.: *Fasern und Preformtechniken zur Herstellung keramischer Verbundwerkstoffe*, in Krenkel, W.: *Keramische Verbundwerkstoffe*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2003.
  
- [Coh17] Cohrt, H.: *Ceramic Composites im CCEV – Ein leistungsfähiges Netzwerk zur Förderung von Faserverbundwerkstoffen mit keramischer Matrix (CMC)*, in DGM: *DGM im Blickpunkt – Hochleistungskeramik 2017*. Broschüre, Deutsche Gesellschaft für Materialkunde (DGM), Sankt Augustin, 2017.
  
- [Com13] Composites World: *Ceramic Matrix Composites heat up*. <https://www.compositesworld.com/articles/ceramic-matrix-composites-heat-up>, 2013, Zugriff am 27.11.2020.
  
- [Com17] Composites World: *Ceramic Matrix Composites: Hot engine solution*. <https://www.compositesworld.com/articles/ceramic-matrix-composites-hot-engine-solution>, 2017, Zugriff am 01.12.2020.
  
- [Cra70] Craig, H. R. M.; Cox, H. J. A.: *Performance Estimation of Axial Flow Turbines*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 185 (1970), S. 407-424.
  
- [Cze19] Czech, N.: *Korrosion und Beschichtungen*, in Lechner, C.; Seume, J.: *Stationäre Gasturbinen*. 3. Auflage, Springer Nature, Berlin, 2019.
  
- [Den93] Denton, J. D.: *Loss Mechanisms in Turbomachines*. Paper, International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Cincinnati (Ohio), 1993.

- [Dib19] Dibelius, G.: *Grundlagen der Strömungsmaschinen*, in Lechner, C.; Seume, J.: *Stationäre Gasturbinen*. 3. Auflage, Springer Nature, Berlin, 2019.
- [Ehr14] Ehrlenspiel, K. et al.: *Kostengünstig Entwickeln und Konstruieren*. 7. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2014.
- [EU11] European Union: *Flightpath 2050 – Europe’s Vision for Aviation*. 1. Auflage, Publication Office of the European Union, Luxemburg, 2011.
- [Flu20a] Flugrevue: *Größtes Triebwerk der Welt für Boeing 777X – GE9X erhält FAA-Zulassung*. <https://www.flugrevue.de/flugzeugbau/groesstes-triebwerk-der-welt-fuer-boeing-777x-ge9x-erhaelt-faa-zulassung/>, 2020, Zugriff am 02.12.2020.
- [Flu20b] Flugrevue: *Getriebefan-Triebwerke – Pratt & Whitney will Probleme beseitigen*. <https://www.flugrevue.de/flugzeugbau/getriebefan-triebwerke-pratt-whitney-will-probleme-beseitigen/>, 2020, Zugriff am 15.12.2020.
- [Fri06] Fritsch, M et al.: *Corrosion of selected ceramic materials in hot gas environment*. Journal of the European Ceramic Society, 26 (2006), S. 3557-3565.
- [GE19] GE Aviation: *GE Passport<sup>TM</sup> Turbofan*. Datasheet, GE Aviation, Cincinnati (Ohio), 2019.
- [GE20] GE Aviation: *GE9X Commercial Aircraft Engine*. <https://www.geaviation.com/commercial/engines/ge9x-commercial-aircraft-engine>, Zugriff am 02.12.2020.
- [Gon15] Gonczy, S. T.: *Federal Aviation Administration (FAA) airworthiness certification for ceramic matrix composite components in civil aircraft systems*. MATEC Web of Conferences 29, 2015.
- [Gör03] Göring, B.; Hackemann, S.; Schneider, H.: *Oxid/Oxid-Verbundwerkstoffe: Herstellung, Eigenschaften und Anwendungen*, in Krenkel, W.: *Keramische Verbundwerkstoffe*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2003.
- [Gri04] Grieb, H.: *Projektierung von Turboflugtriebwerken*. 1. Auflage, Birkhäuser Verlag, Basel, 2004.

- [Gri08] Gries, T.; Stüve, J.; Grundmann, T.: *Textil Reinforcement Structures*, in Krenkel, W.: *Ceramic Matrix Composites – Fiber Reinforced Ceramics and their Applications*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2008.
- [Gri09] Grieb, H.: *Verdichter für Turbo-Flugtriebwerke*. 1. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2009.
- [Gro19] Grote, H. et al.: *Keramische Komponenten*, in Lechner, C.; Seume, J.: *Stationäre Gasturbinen*. 3. Auflage, Springer Nature, Berlin, 2019.
- [Guh01] Guha, A.: *Optimum Fan Pressure Ratio for Bypass Engines with Separate or Mixed Exhaust Streams*. Journal of Propulsion and Power, 5 (2001), S. 1117-1122.
- [Hal13] Halbig, M. C. et al.: *Evaluation of Ceramic Matrix Composite Technology for Aircraft Turbine Engine Applications*. Paper, 51<sup>st</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine (Texas), 2013.
- [Hei03] Heidenreich, B.: *Herstellung von Faserkeramiken nach dem Flüssigsilicierverfahren (LSI-Technik)*, in Krenkel, W.: *Keramische Verbundwerkstoffe*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2003.
- [Hei08] Heidenreich, B.: *Melt Infiltration Process*, in Krenkel, W.: *Ceramic Matrix Composites – Fiber Reinforced Ceramics and their Applications*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2008
- [Hei15] Heidenreich, B.: *C/SiC and C/C-SiC Composites*, in Bansal, N. P.; Lamon, J.: *Ceramic Matrix Composites – Material, Modeling and Technology*. 1. Auflage, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, 2015.
- [Hor19] Hornbogen, E.; Eggeler, G.; Werner, E.: *Werkstoffe – Aufbau und Eigenschaften von Keramik-, Metall-, Polymer- und Verbundwerkstoffen*. 12. Auflage, Springer Nature, Berlin, 2019.
- [ICA20] International Civil Aviation Organization: *ICAO Aircraft Engine Emissions Databank*. <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/edb-emissions-databank%20v28%20web%29.xlsx>, 2020, Zugriff am 17.02.2021.



- [Jar03] Jarmon, D. C. et al.: *Process for making Ceramic Matrix Composite Parts with Cooling Channels*. United States Patent, USA, 2003.
  
- [Jes19] Jeschke, P.: *Luftfahrtantriebe I und II*. Vorlesungsskript, RWTH Aachen, Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen, 2019.
  
- [Jon05] Jonsson, M. et al.: *Gas Turbine Cooling Model for Evaluation of Novel Cycles*. Paper, ECOS 2005 – Proceedings of the 18<sup>th</sup> International Conference on Efficiency, Cost, Optimization, Simulation, and Environmental Impact of Energy Systems, Trondheim, Norwegen, 2005.
  
- [Kac82] Kacker, O. C.; Okapuu, U.: *A Mean Line Prediction Method for Axial Flow Turbine Efficiency*. Journal of Engineering for Power, 104 (1982), S. 111-119.
  
- [Kel15] Keller, K. A.; Jefferson, G.; Kerans, R. J.: *Oxide-Oxide Composites*, in Bansal, N. P.; Lamon, J.: *Ceramic Matrix Composites – Material, Modeling and Technology*. 1. Auflage, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, 2015.
  
- [Kel16] Keller, T.: *Space Age Ceramics are Aviation's New Cup of Tea*. <https://www.ge.com/news/reports/space-age-cmcs-aviations-new-cup-of-tea>, 2016, Zugriff am 26.11.2020.
  
- [Kle78] Klees, G. W.; Fishbach, L. H.: *Aircraft Weight Estimation Method*. Paper, 37<sup>th</sup> Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers, Inc., München, 1978.
  
- [Koc03] Kochendörfer, R.; Krenkel, W.: *Möglichkeiten und Grenzen faserverstärkter Keramiken*, in Krenkel, W.: *Keramische Verbundwerkstoffe*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2003.
  
- [Koc17] Koch, D.; Mainzer, B.: *Faserverbundkeramik – Hochleistungswerkstoffe für extreme Anwendungen*, in DGM: *DGM im Blickpunkt – Hochleistungskeramik 2017*. Broschüre, Deutsche Gesellschaft für Materialkunde (DGM), Sankt Augustin, 2017.
  
- [Koh08] Kohyama, A.: *CMC for Nuclear Applications*, in Krenkel, W.: *Ceramic Matrix Composites – Fiber Reinforced Ceramics and their Applications*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2008.

- [Kre99] Krenkel, W.; Henke, T.: *Modular Design of CMC Structures by Reaction Bonding of SiC*. International Conference on Joining of Advanced and Speciality Materials II, Cincinnati (Ohio), 1999.
- [Kre03a] Krenkel, W.: *Kosten- und Qualitätssicherungs-Aspekte bei der Herstellung von CMC-Bauteilen*, in Krenkel, W.: *Keramische Verbundwerkstoffe*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2003.
- [Kre03b] Krenkel, W.: *Anwendungspotenziale faserverstärkter C/C-SiC-Keramiken*, in Krenkel, W.: *Keramische Verbundwerkstoffe*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2003.
- [Kun20] Kunz, W.; Schönfeld, K.; Klemm, H.: *Schutzschichten für keramische Faserverbundwerkstoffe*. <https://werkstoffzeitschrift.de/schutzschichten-fuer-keramische-faserverbundwerkstoffe/>, Zugriff am 12.11.2020.
- [Kur18] Kurzke, J.; Halliwell: *Propulsion and Power – An Exploration of Gas Turbine Performance Modeling*. 1. Auflage, Springer International Publishing AG, Cham, Schweiz, 2018.
- [Lee21] Lee, D. S. et al.: *The Contribution of Global Aviation to Anthropogenic Climate Forcing for 2000 to 2018*. Atmospheric Environment, 244 (2021), Artikel 117834.
- [Lei20] Leisner, V.: *Neue Environmental Barrier Coatings für SiC/SiC-Faserverbundwerkstoffe durch PVD-Technologien*. Dissertation, Karlsruher Institut für Technik (KIT), Institut für Angewandte Materialien – Keramische Werkstoffe und Technologien, 2020.
- [Leu03] Leuchs, M.; Mühlratzer: *CVI-Verfahren zur Herstellung faserverstärkter Keramik – Herstellung, Eigenschaften, Anwendungen*, in Krenkel, W.: *Keramische Verbundwerkstoffe*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2003.
- [Lev17] Levy, D.: *Ceramic Matrix Composites take flight in LEAP jet engine*. <https://phys.org/news/2017-01-ceramic-matrix-composites-flight-jet.html>, 2017, Zugriff am 26.11.2020.
- [Mai19] Maier, H. J.; Niendorf, T.; Bürgel, R.: *Handbuch Hochtemperaturwerkstofftechnik – Grundlagen, Werkstoffbeanspruchungen, Hochtemperaturlegierungen und -beschichtungen*. 6. Auflage, Springer Fachmedien, Wiesbaden, 2019.

- [Mor04a] Morrison, J. A. et al.: *Ceramic Matrix Composite Gas Turbine Vane*. United States Patent, USA, 2004.
- [Mor04b] Morrison, J. A. et al.: *Ceramic Matrix Composite Structure having integral Cooling Passages and Method of Manufacture*. United States Patent, USA, 2004.
- [Mot08] Motz, G.; Schmidt, S.; Beyer, S.: *The PIP-process: Precursor Properties and Applications*, in Krenkel, W.: *Ceramic Matrix Composites – Fiber Reinforced Ceramics and their Applications*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2008.
- [Ple83] Plencer, R. M.; Senty, P.; Wickenheiser, T. J.: *Propeller Performance and Weight Predictions Appended to the Navy/NASA Engine Program*. NASA Technical Memorandum 834581, 1983.
- [Plo15] Plohr, M.: *Anwendungsorientierte Methoden zur Analyse und Modellierung des Emissionsverhaltens moderner Triebwerke mit gestuften, mageren Brennkammersystemen auf Basis thermodynamischer Triebwerksmodelle*. Dissertation, Ruhr-Universität Bochum, Fakultät Maschinenbau, 2015.
- [Pot17] Potzernheim-Zenkel, C.; Kühl, H.; Rüdinger, A.: *Technische Keramiken – Werkstoffe für extreme Bedingungen*, in DGM: *DGM im Blickpunkt – Hochleistungskeramik 2017*. Broschüre, Deutsche Gesellschaft für Materialkunde (DGM), Sankt Augustin, 2017.
- [Pri16] Prisacariu, V.; Circii, I.: *Considerations regarding the Performance of Combustion Chambers for Turbo-Jet Engines*. Review of the Air Force Academy, 2 (2016).
- [Rae13] Raether, F.: *Ceramic Matrix Composites – an Alternative for Challenging Construction Tasks*. Ceramic Applications, 1 (2013), S. 45-49.
- [Rei19a] Reichert, A. W.: *Sekundärluftsystem*, in Lechner, C.; Seume, J.: *Stationäre Gasturbinen*. 3. Auflage, Springer Nature, Berlin, 2019.
- [Rei19b] Reichert, A. W.: *Spalte*, in Lechner, C.; Seume, J.: *Stationäre Gasturbinen*. 3. Auflage, Springer Nature, Berlin, 2019.
- [Rei20] Reitenbach, S. et al.: *Collaborative Aircraft Engine Preliminary Design using a Virtual Engine Platform, Part A: Architecture and Methodology*. Paper, AIAA Scitech 2020 Forum, Orlando (Florida), 2020.

- [Ric13] Rick, H.: *Gasturbinen und Flugantriebe – Grundlagen, Betriebsverhalten und Simulation*. 1. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2013.
- [Rös19] Rösler, J.; Harders, H.; Bäker, M.: *Mechanisches Verhalten der Werkstoffe*. 6. Auflage, Springer Fachmedien, Wiesbaden, 2019.
- [RR21] Rolls-Royce: *Rolls-Royce reaches new milestone as world's largest aero-engine build starts*. <https://www.rolls-royce.com/media/press-releases/2021/29-03-2021-rr-reaches-new-milestone-as-worlds-largest-aero-engine-build-starts.aspx>, 2021, Zugriff am 06.04.2021.
- [Sat14] Sato, A.; Imamura, M.; Fujimura T.: *Development of PW1100G-JM Turbofan Engine*. IHI Engineering Review, 1 (2014), S. 23-28.
- [Sch03] Schäfer, W.; Vogel, W. D.: *Faserverstärkte Keramiken hergestellt durch Polymerinfiltration*, in Krenkel, W.: *Keramische Verbundwerkstoffe*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2003.
- [Sch04] Schmidt, S.: *Beschichtung von Kohlenstofffasern durch Chemische Gasphasenabscheidung (CVD)*. Dissertation, FAU Erlangen-Nürnberg, Lehrstuhl für Technische Chemie I, 2004.
- [Sch07] Schürmann, H.: *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*. 2. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2007.
- [Sch08] Schmücker, M.; Mechnich, P.: *All-Oxide Ceramic Matrix Composites with Porous Matrices*, in Krenkel, W.: *Ceramic Matrix Composites – Fiber Reinforced Ceramics and their Applications*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2008.
- [Seb19] Sebastianpillai, J. et al.: *Modelling Geard Turbofan and Open Rotor Engine Performance for Year-2050 Long-Range and Short-Range Aircraft*. Paper, Proceeding of ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition GT2019, Phoenix (Arizona), 2019.
- [Sin99] Sindermann, K.: *Langzeitverhalten eines SiC/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> Faserverbundwerkstoffs*. Dissertation, Universität Karlsruhe (TH), Institut für Keramik, 1999.

- [Spr14] Spriet, P.: *CMC Application to Gas Turbines*, in Bansal, N. P.; Lamon, J.: *Ceramic Matrix Composites – Material, Modeling and Technology*. 1. Auflage, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, 2015.
- [Ste19] Steibel, J.: *Ceramic Matrix Composites taking flight at GE Aviation*. American Ceramic Society Bulletin, 3 (2019), S. 30-33.
- [Tel07] Telle, R.: *Keramik*. 7. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2007.
- [Tra01] Traupel, W.: *Thermische Turbomaschinen – Band 1 Thermodynamisch-strömungstechnische Berechnung*. 4. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2001.
- [VDM16] VDM Metals: *VDM® Alloy 718 – Nicrofer 5219 Nb*. Datenblatt, VDM Metals International GmbH, Werdohl, 2017.
- [Voi17] Voigt, I.: *Vorwort*, in DGM: *DGM im Blickpunkt – Hochleistungskeramik 2017*. Broschüre, Deutsche Gesellschaft für Materialkunde (DGM), Sankt Augustin, 2017.
- [Wei08] Weiß, R.: *Carbon/Carbons and Their Industrial Applications*, in Krenkel, W.: *Ceramic Matrix Composites – Fiber Reinforced Ceramics and their Applications*. 1. Auflage, Wiley-VCH Verlag, Weinheim, 2008.

# Abbildungs- und Tabellenverzeichnis

## Abbildungsverzeichnis

<b>Abb. 1.1:</b>	Einordnung verschiedener Werkstoffklassen in Abhängigkeit der Temperatur Und der spezifischen Zugfestigkeit [Hei15] .....	2
<b>Abb. 2.1:</b>	Einteilung von Keramiken nach der chemischen Zusammensetzung angelehnt an [Hor19] .....	5
<b>Abb. 2.2:</b>	Darstellung einer CMC-Raktendüse: a) Preform, b) fertiges Bauteil, c) Einsatz [Koc17] .....	6
<b>Abb. 2.3:</b>	Gliederung der CMC-Herstellungsverfahren auf Basis von [Boc01], [Hei15], [Koc17] .....	7
<b>Abb. 2.4:</b>	Typische Prozesszeiten für 2D faserverstärkte C/SiC Platten (300 x 300 mm) [Hei15] .....	10
<b>Abb. 2.5:</b>	Schematisches Spannungs-Dehnungs-Diagramm einer monolithischen Keramik und einer faserverstärkten Keramik auf Basis von [Coh17], [Rös19], [Sch03], [Sin99] .....	12
<b>Abb. 2.6:</b>	Schematische Darstellung des Risswachstums in einer faserverstärkten Keramik.....	13
<b>Abb. 2.7:</b>	Darstellung eines WIC (links) und eines WMC (rechts) [Sch08].....	14
<b>Abb. 2.8:</b>	Faserbrüche und Faser-Pull-Out einer faserverstärkten Keramik [Kel15].....	15
<b>Abb. 3.1:</b>	Darstellung eines zivilen Turbofans (PW4098 von <i>Pratt &amp; Whitney</i> ) [Brä15] und eines militärischen Turbofans (F100-PW-229 von <i>Pratt &amp; Whitney</i> ) [Pri16] mit rot eingefärbtem Heißgasteil .....	21
<b>Abb. 3.2:</b>	links: Gefrästes Verdichterlaufrad (Blisk) und schematische Darstellung einer Verdichterstufe [Brä15] rechts: Gekühlte Turbinenlaufradschaufel und schematische Darstellung einer Turbinenstufe [Brä15].....	23
<b>Abb. 3.3:</b>	GE9X von <i>GE Aviation</i> [GE20] mit Angaben von [Flu20a], [Ste19].....	25

<b>Abb. 3.4:</b>	Darstellung eines inneren SiC/SiC-Flammrohrs mit EBC-Beschichtung (oben links) und eines äußeren SiC/SiC-Flammrohrs (unten links) sowie Blick in einen Versuchsstand mit eingebauten Flammrohren (rechts) [Hal13] ( $L$ = Länge, $\varnothing_i$ = Innendurchmesser, $s$ = Wandstärke) ..... 26
<b>Abb. 3.5:</b>	SiC/SiC -Deckbänder des LEAP engine mit EBC-Beschichtung [Lev17] ..... 27
<b>Abb. 3.6:</b>	links: SiC/SiC-Leitradschaufeln mit EBC-Beschichtung aus dem ERA-Projekt des <i>NASA Glenn Research Centers</i> [Hal13] rechts: Vorher-Nachher-Vergleich zwischen einer CMC-Schaufel und einer Schaufel aus einer Nickelbasis-Superlegierung im Verlauf eines Heißgasversuchs [Che19] (Versuchsbedingungen: Umgebungsdruck $\approx 6$ bar, Temperatur $\approx 1470$ K, Strömungsgeschwindigkeit = 60 m/s) ..... 28
<b>Abb. 3.7:</b>	Laufrad einer Niederdruckturbine mit CMC-Schaufeln [Kel16] ..... 28
<b>Abb. 3.8:</b>	Ausschnitte aus verschiedenen Patenten zur Ausformung von Kühlsystemen in Turbinenschaufeln aus faserverstärkter Keramik ..... 29
<b>Abb. 3.9:</b>	Montage eines Ox/Ox-Mischers im Passport 20 engine [Gon15] ..... 30
<b>Abb. 3.10:</b>	links: Ox/Ox-Austrittskonus und Ox/Ox-Außenring des <i>CLEEN</i> Programms [Gon15] rechts: Erprobung der Ox/Ox-Primärdüse im <i>CLEEN</i> Programm [Com13] ..... 30
<b>Abb. 3.11:</b>	C/SiC-Düsenklappe eines M88-2 engine von <i>Snecma</i> (links) [Spr14] und CMC-Dichtplatten eines F100-PW-229 von <i>Pratt &amp; Whitney</i> (rechts) [Che19] ... 31
<b>Abb. 4.1:</b>	Thermodynamisches Modell eines zivilen Turbofans in GTlab [Rei20] ..... 33
<b>Abb. 4.2:</b>	Geometrischer Vorentwurf eines zivilen Turbofans in GTlab [Rei20] ..... 34
<b>Abb. 4.3:</b>	Schematische Darstellung von charakteristischen Bezugsebenen eines Triebwerks nach [Jes19] an einem zivilen, zweiwelligen, ungemischten Getriebefan (PW1000G von <i>Pratt &amp; Whitney</i> ) [air13], [Flu20b] ..... 35
<b>Abb. 4.4:</b>	Darstellung des Joule-Prozesses im T-s-Diagramm [Brä15] mit eingezeichnetem realen Triebwerksprozess ..... 36
<b>Abb. 4.5:</b>	Leistungsgefälle und Wirkungsgradkette eines Triebwerks basierend auf [Brä15] und [Kur18] ..... 38
<b>Abb. 6.1:</b>	Verlauf der polytropen Wirkungsgrade der Hoch- und Niederdruckkomponenten im Kerntriebwerk aufgetragen über einer Design-Kühlluftreduktion im Referenzzustand (Design-Studie / $OPR_{ref} = 38,574$ / $T_{t4,ref} = 1545$ K) ..... 57
<b>Abb. 6.2:</b>	Iterationsschema zur Nachrechnung der Schaufeltemperatur $T_B$ ..... 61

<b>Abb. 6.3:</b>	HPT-Temperaturkennfeld des PW1100G-JM-Modells für verschiedene $b$ (Design-Studie / $OPR_{ref} = 38,574$ ).....	63
<b>Abb. 6.4:</b>	HPT-Temperaturkennfeld des PW1100G-JM-Modells für verschiedene $s$ (Design-Studie / $OPR_{ref} = 38,574$ ).....	64
<b>Abb. 6.5:</b>	HPT-Temperaturkennfeld des PW1100G-JM-Modells im Zuge des CMC-Retrofits (Off-Design-Studie mit Schubvorgabe, vgl. Anhang B / $\dot{m}_{rel,KL} @ Design = 21,2 \%$ ) .....	66
<b>Abb. 6.6:</b>	Änderung des SFC und der Komponentenwirkungsgrade des PW1100G-JM-Modells im Zuge des CMC-Retrofits sowie Darstellung der zugehörigen Verdichterkennfelder (Off-Design-Studie mit Schubvorgabe, vgl. Anhang B / $\dot{m}_{rel,KL} @ Design = 21,1 \%$ ).....	68
<b>Abb. 6.7:</b>	Relative Änderung ausgewählter Performanceparameter des PW1100G-JM-Modells im Zuge einer Design-Kühlluftreduktion für verschiedene $T_{t4}$ (Design-Studie / $OPR_{ref} = 38,574$ ).....	72
<b>Abb. 6.8:</b>	oben: Darstellung der Variation von $OPR$ und $\dot{m}_{rel,KL}$ in einem Carpet Plot bei vorgegebener $T_{t4}$ im Design (Cruise) und Abschätzung der Kühlluftmodellparameter sowie Definition von Limitierungen unten: Auswirkung der optimistischen und pessimistischen Abschätzung der Technologieparameter des Kühlluftmodells von <i>Jonsson &amp; Bolland</i> (vgl. Tab. 6.3) sowie der T4 auf den Carpet Plot.....	74
<b>Abb. 6.9:</b>	Verlauf des SFC-Minimums im Carpet Plot $SFC_{min}$ aufgetragen über der T4 für verschiedene Limitierungen und Kühlluftmodellparameter (Design-Studie / $T_{B,HPT} @ TO-EoF = 1750 K / T_{B,LPT} @ TO-EoF < 1750 K$ ) .....	77
<b>Abb. 6.10:</b>	Einfluss der optimistischen und pessimistischen Abschätzung des CMC-Wirkungsgraddefizits $\Delta\eta_{pol}^{CMC}$ (vgl. Tab. 6.5) auf die SFC-Änderung am SFC-Minimum $\Delta SFC @ SFC_{min}$ bei $OPR_{ref} = 38,574$ (vgl. Abb. 6.9) (Design-Studie / $T_{B,HPT} @ TO-EoF = 1750 K / T_{B,LPT} @ TO-EoF < 1750 K$ ) .....	82
<b>Abb. 7.1:</b>	Verlauf der Stufenzahlen der Hoch- und Niederdruckkomponenten im Kerntriebwerk aufgetragen über einer Kühlluftreduktion für verschiedene T4 (Design-Studie / $OPR_{ref} = 38,574$ ).....	89
<b>Abb. 7.2:</b>	Verlauf der CMC-basierten Gewichtsänderung aufgetragen über einer Kühlluftreduktion für verschiedene T4 (Design-Studie / $OPR_{ref} = 38,574$ ) .....	92



<b>Abb. 7.3:</b>	Verlauf der SFC-Änderung, der CMC-basierten Gewichtänderung und der relativen Kühlluftentnahme am SFC-Minimum $\Delta SFC @ SFC_{min}$ bei $OPR_{ref} = 38,574$ (vgl. Abb. 6.9) aufgetragen über der T4 (Design-Studie / $T_{B,HPT} @ TO-EoF = 1750 K$ / $T_{B,LPT} @ TO-EoF < 1750 K$ ) ..... 93
<b>Abb. 7.4:</b>	Einfluss der optimistischen und pessimistischen Abschätzung des CMC-Wirkungsgraddefizits $\Delta \eta_{pol}^{CMC}$ (vgl. Tab. 6.4) auf die CMC-basierte Gewichtsänderung am SFC-Minimum $\Delta SFC @ SFC_{min}$ bei $OPR_{ref} = 38,574$ (vgl. Abb. 6.9) (Design-Studie / $T_{B,HPT} @ TO-EoF = 1750 K$ / $T_{B,LPT} @ TO-EoF < 1750 K$ ) ..... 95
<b>Abb. A.1:</b>	oben: Performance-Modell des PW1100G-JM aus dem DLR-Project <i>PERFECT</i> unten: im Rahmen dieser Arbeit genutzte Variante des Performance-Modells..... 116
<b>Abb. A.2:</b>	Korrelation nach [Gri04] – Einfluss der Größe bzw. des reduzierten Massenstroms auf den polytropen Wirkungsgrad von Verdichtern..... 117
<b>Abb. A.3:</b>	Korrelation nach [Gri04] – Einfluss der Größe bzw. des reduzierten Massenstroms auf den polytropen Wirkungsgrad von Turbinen ..... 118
<b>Abb. A.4:</b>	Korrelation nach [Gri04] – Einfluss des relativen Kühlluftmassenstroms auf den polytropen Wirkungsgrad von Turbinen ..... 119
<b>Abb. A.5:</b>	Musterkennfeld eines Axialverdichters..... 121
<b>Abb. A.6:</b>	oben: Geometriemodell des PW1100G-JM aus dem DLR-Project <i>PERFECT</i> unten: Performancebasiertes Sketching des PW1100G-JM im Referenz-zustand ..... 123
<b>Abb. A.7:</b>	Verlauf der CMC-basierten Gewichtsänderung aufgetragen über einer OPR-Variation für verschiedene relative Kühlluftentnahmen (Design-Studie / $T_{t4,ref} = 1545 K$ ) ..... 128

## Tabellenverzeichnis

<b>Tab. 2.1:</b>	Eigenschaften von nichtoxidischen und oxidischen CMC .....	18
<b>Tab. 3.1:</b>	Anwendungsmöglichkeiten von keramischen Faserverbundwerkstoffen gegliedert nach Branchen [Koh08], [Kre03b], [Wei08] .....	19
<b>Tab. 3.2:</b>	Potenzielle Einsatzgebiete von keramischen Faserverbundwerkstoffen in Triebwerken .....	24
<b>Tab. 6.1:</b>	Design-Gleichungssystem des PW1100G-JM Performance-Modells aus <i>PERFECT</i> im Referenzzustand .....	52
<b>Tab. 6.2:</b>	Wertebereiche der Technologieparameter $s$ und $b$ nach [Jon05] .....	59
<b>Tab. 6.3:</b>	Optimistische und pessimistische Abschätzung der Technologieparameter des Kühlluftmodells von <i>Jonsson &amp; Bolland</i> für CMC-Schaufeln .....	64
<b>Tab. 6.4:</b>	Parameterbereiche der Design-Studien am PW1100G-JM-Modell aus <i>PERFECT</i> inklusive Performancedaten des Referenztriebwerks .....	73
<b>Tab. 6.5:</b>	Optimistische und pessimistische Abschätzung des CMC-Wirkungsgraddefizits $\Delta\eta_{pol}^{CMC}$ in Gl. 6.2 für die Hoch- und Niederdruckturbine.....	81
<b>Tab. 7.1:</b>	Gewichtsreduktion des PW1100G-JM-Modells durch den Einsatz von SiC/SiC-Schaufeln in gekühlten Turbinenstufen im Vergleich zum metallischen Referenztriebwerk aus <i>PERFECT</i> (Gewichtsabschätzung nach <i>Klees &amp; Fishbach</i> / unverändertes Design-Gleichungssystem im Referenzzustand gemäß Tab. 6.1) .....	86
<b>Tab. 7.2:</b>	Erzielbare SFC- und Gewichtsänderungen gegenüber dem metallischen Referenzzustand aus <i>PERFECT</i> durch Kühlluftreduktion bei $T_{t4,ref} = 1545\text{ K}$ und $OPR_{ref} = 38,574$ (Design-Studie / $T_{B,HPT} @ TO-EoF = 1750\text{ K}$ / $T_{B,LPT} @ TO-EoF < 1750\text{ K}$ ) .....	94

## Anhang

### Anhang A – Charakteristische Bezugsebenen eines Triebwerks nach [Jes19]

Ebene	Bezeichnung	Strom
0	Zustand vor dem Triebwerk	Kernstrom
1	Engster Fanquerschnitt	
2	Eintritt in erste Verdichterstufe	
21	Austritt innerer Fan/Niederdruckverdichter	
22	Eintritt Mitteldruckverdichter	
23	Austritt Mitteldruckverdichter	
24	Eintritt Hochdruckverdichter	
3	Austritt Hochdruckverdichter	
31	Eintritt Brennkammer	
4	Eintritt Hochdruckturbine (vor Leitrad)	
41	Eintritt Hochdruckturbine (nach Leitrad)	
42	Austritt Hochdruckturbine	
43	Eintritt Mitteldruckturbine	
44	Austritt Mitteldruckturbine	
45	Eintritt Niederdruckturbine	
5	Austritt letzte Turbinenstufe	
51	Eintritt heißer Strom in Mischraum	
6	Eintritt Nachbrenner	
7	Eintritt Schubdüse	
8	Engster Querschnitt Schubdüse	
9	Austritt Schubdüse	
12	Eintritt äußerer Fan	Nebenstrom
13	Austritt äußerer Fan (nach Leitrad)	
15	Eintritt Nebenstrom in Mischraum	
17	Eintritt Nebenstromdüse	
18	Engster Querschnitt Nebenstromdüse	
19	Austritt Nebenstromdüse	

**Anhang B – Performance-Daten des PW1100G-JM-Modells aus *PERFECT* im Referenzzustand**

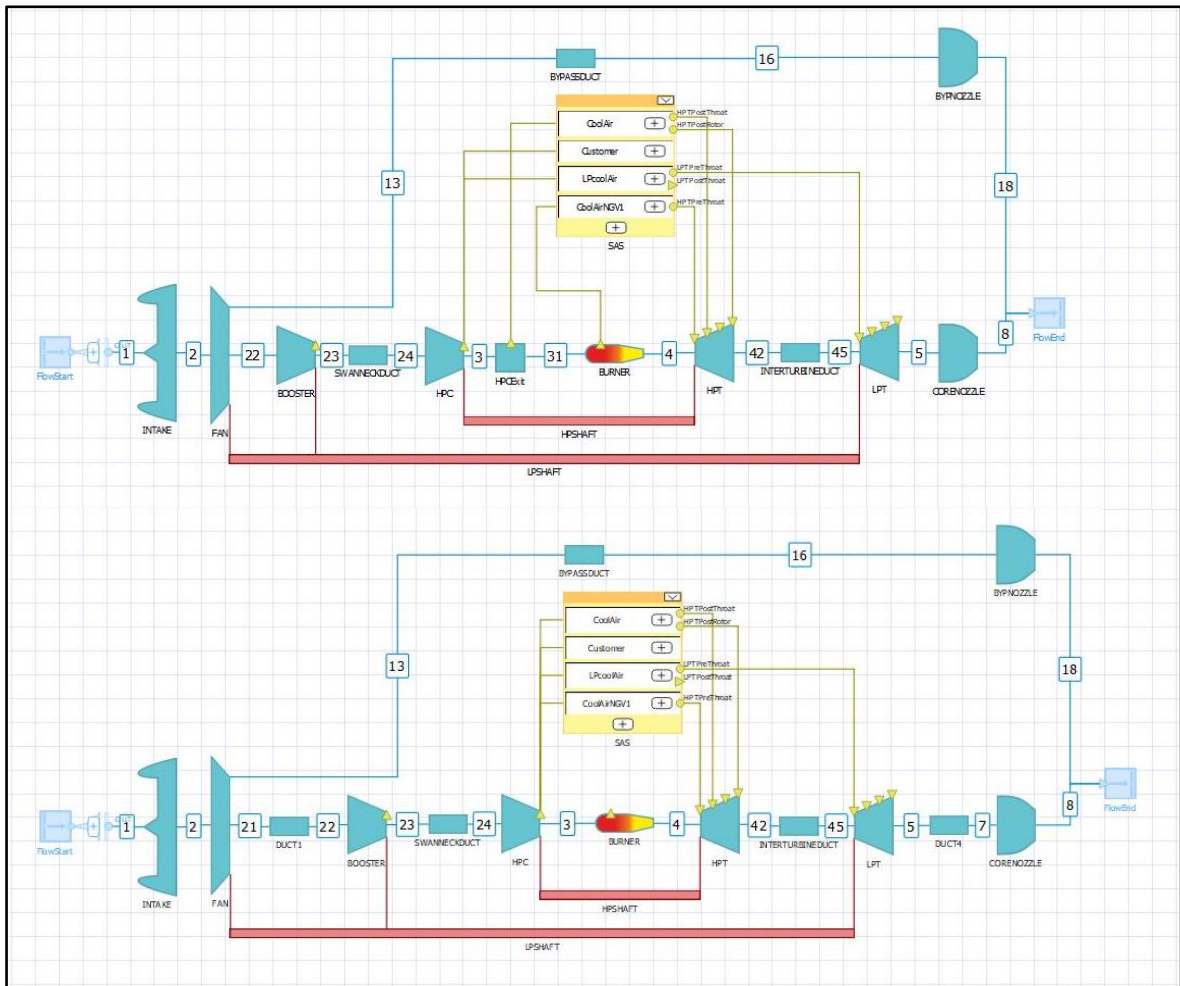
Betriebspunkt	Randbedingung
Cruise (Design-Point)	$H = 10630 \text{ m} / Ma_0 = 0,78 / \Delta T_{ISA} = 0 \text{ K} / F_N = 22800 \text{ N}$ $\dot{m}_{rel,KL} = 21,2034\%$
MTO (Off-Design-Point)	$H = 0 \text{ m} / Ma_0 = 0 / \Delta T_{ISA} = 0 \text{ K} / F_N = 147280 \text{ N}$ $\dot{m}_{rel,KL}$ gleich Design-Point
TO-EoF (Off-Design-Point)	$H = 0 \text{ m} / Ma_0 = 0,25 / \Delta T_{ISA} = 10 \text{ K} / F_N = 114300 \text{ N}$ $\dot{m}_{rel,KL}$ gleich Design-Point
CMC-Retrofit(Cruise) (Off-Design-Point)	$H = 10630 \text{ m} / Ma_0 = 0,78 / \Delta T_{ISA} = 0 \text{ K} / F_N = 22800 \text{ N}$ $\dot{m}_{rel,KL}$ ungleich Design-Point und sukzessive gegen null variiert
CMC-Retrofit(TO-EoF) (Off-Design-Point)	$H = 0 \text{ m} / Ma_0 = 0,25 / \Delta T_{ISA} = 10 \text{ K} / F_N = 114300 \text{ N}$ $\dot{m}_{rel,KL}$ ungleich Design-Point und sukzessive gegen null variiert

Komponente	Parameter	Einheit	Cruise (Design-Point)	MTO (Off-Design)	To-EoF (Off-Design)
Fan	BPR	-	12,5407	11,6506	11,9073
	FPR <sub>Core</sub>	-	1,2500	1,24997	1,2513
	FPR <sub>Byp</sub>	-	1,4239	1,4403	1,4424
	$\eta_{pol,Core}$	%	90,0796	89,6317	89,4957
	$\eta_{pol,Byp}$	%	92,0784	90,1660	91,3979
	$\dot{m}_{red,2}$	kg/s	610,6747	576,6249	590,8191
	$u_{Tip}$	m/s	267,5810	290,6280	298,3168
Booster	$\Pi$	-	2,5562	2,4742	2,4865
	$\eta_{pol}$	%	90,7859	90,2348	90,2136
	$\dot{m}_{red,22}$	kg/s	37,3811	37,7846	37,9088
HPC	$\Pi$	-	12,2396	12,9869	12,9471
	$\eta_{pol}$	%	90,8205	90,6570	90,6425
	$\dot{m}_{red,24}$	kg/s	17,1218	17,8101	17,7895
	$T_{t3}$	K	759,2333	887,2306	925,9092
	$u_{Tip}$	m/s	432,2061	469,6359	480,8706

Brennkammer	FAR	%	2,2868	2,9407	3,0985
	$\eta_{BK}$	%	99,9500	99,9500	99,9500
	$\Delta p_{BK}$	-	0,9590	0,9590	0,9590
	$T_{t4}$	K	1545,0417	1846,8019	1923,4225
	$H_u$	J/kg	$4,3427 \cdot 10^{-7}$	$4,3427 \cdot 10^{-7}$	$4,3427 \cdot 10^{-7}$
HPT	$\Pi$	-	4,2480	4,1755	4,1786
	$\eta_{pol}$	%	87,3031	87,4489	87,4573
	$\dot{m}_{red,4}$	kg/s	2,4551	2,4572	2,4569
	$\dot{m}_{rel,KL}$	%	19,7035	19,7035	19,7035
LPT	$\Pi$	-	8,4937	7,1894	7,3683
	$\eta_{pol}$	%	92,4775	92,2792	92,3633
	$\dot{m}_{red,45}$	kg/s	10,7223	10,5994	10,6167
	$\dot{m}_{rel,KL}$	%	1,500	1,500	1,500
HD-Welle	n	1/s	294,4442	319,9435	327,5972
	$\eta_{mech}$	%	99,5000	99,5000	99,5000
ND-Welle	n	1/s	126,8797	137,8080	141,4538
	$\eta_{mech}$	%	98,0000	98,0000	98,0000
Triebwerk	$\eta_{th}$	%	47,5766	41,5174	42,2774
	$\eta_P$	%	82,3787	0,0000	47,4359
	$\eta_{Trans}$	%	84,6672	82,4807	83,7376
	$\eta_{ges}$	%	39,1734	0,0000	20,0447
	SFC	g/kNs	13,6086	7,1463	9,9422
	$F_N$	N	22800	147280	114300
	OPR	-	38,5743	39,5824	39,6989
	$\dot{m}_1$	kg/s	233,1650	574,6067	600,7710
	$\dot{m}_{rel,KL}$	%	21,2034	21,2034	21,2034

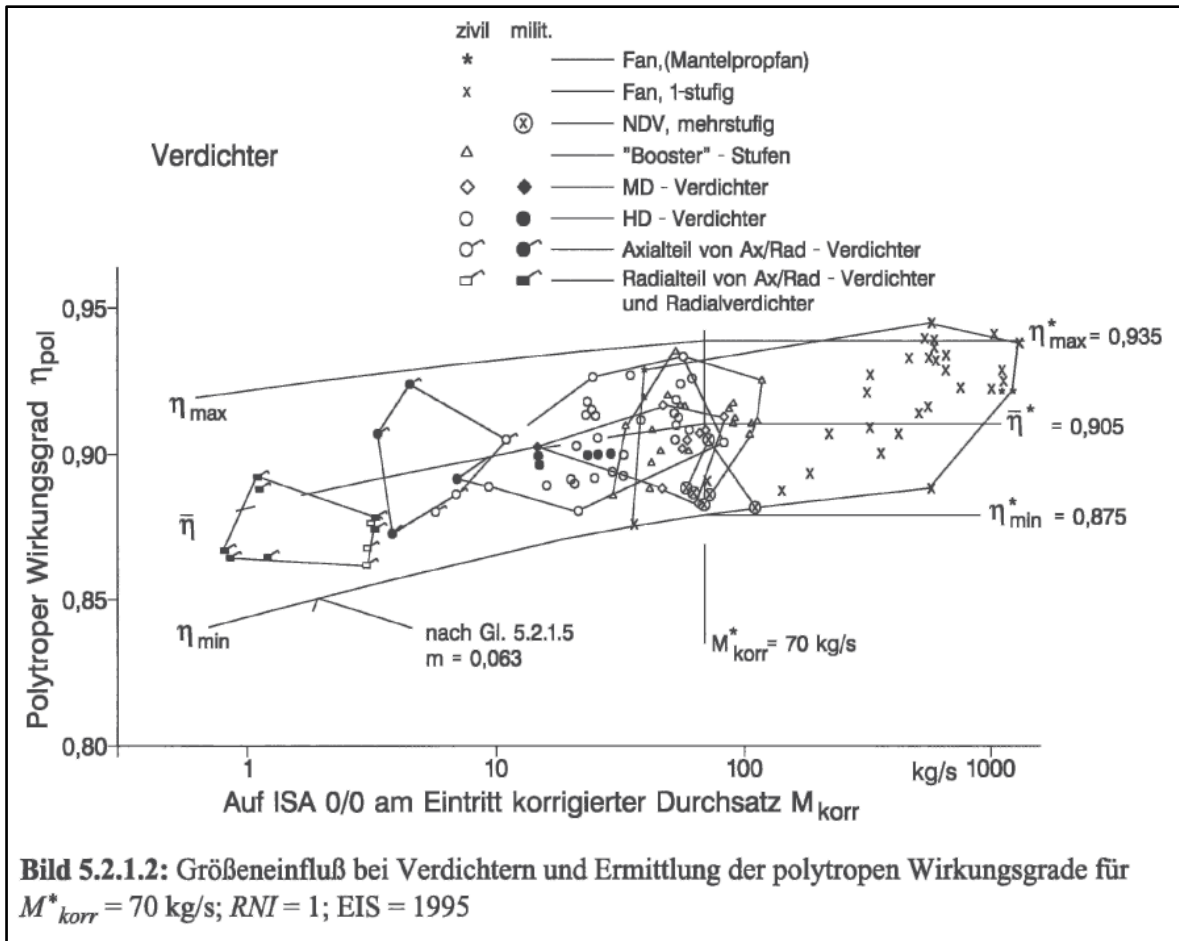
Anmerkung:

Die Performance-Daten wurden im DLR-Projekt *PERFECT* im Rahmen einer Nachauslegung entwickelt [Rei20]. Es wird ausdrücklich darauf hingewiesen, dass es sich dabei nicht um die exakten Daten des PW1100G-JM handelt. Die Performance-Daten wurden auf Basis öffentlich zugänglicher Literatur nachempfunden.



**Abb. A.1:** oben: Performance-Modell des PW1100G-JM aus dem DLR-Projekt *PERFECT*  
 unten: im Rahmen dieser Arbeit genutzte Variante des Performance-Modells

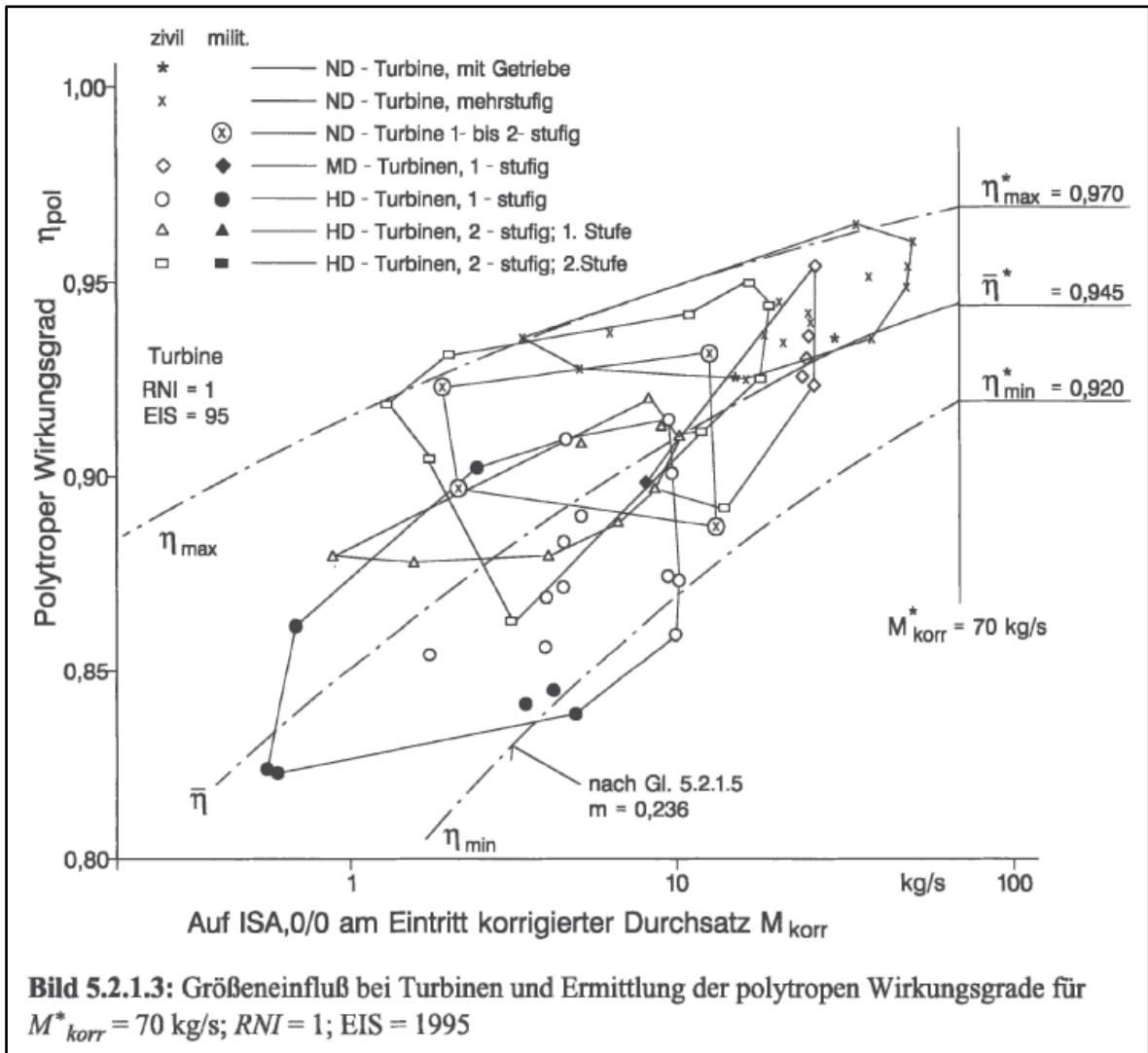
**Anhang C – Korrelationen nach [Gri04] zur Wirkungsgradmodellierung von Turbokomponenten**



**Abb. A.2:** Korrelation nach [Gri04] – Einfluss der Größe bzw. des reduzierten Massenstroms auf den polytropen Wirkungsgrad von Verdichtern

Basierend auf **Abb. A.2** gilt für Verdichter:

$$\eta_{pol,V}^{Größe} = 1 - \left( \frac{\dot{m}_{red,E}}{70} \right)^{-0,063} \cdot [1 - [\lambda \cdot (0,935 - 0,875) + 0,875]]$$

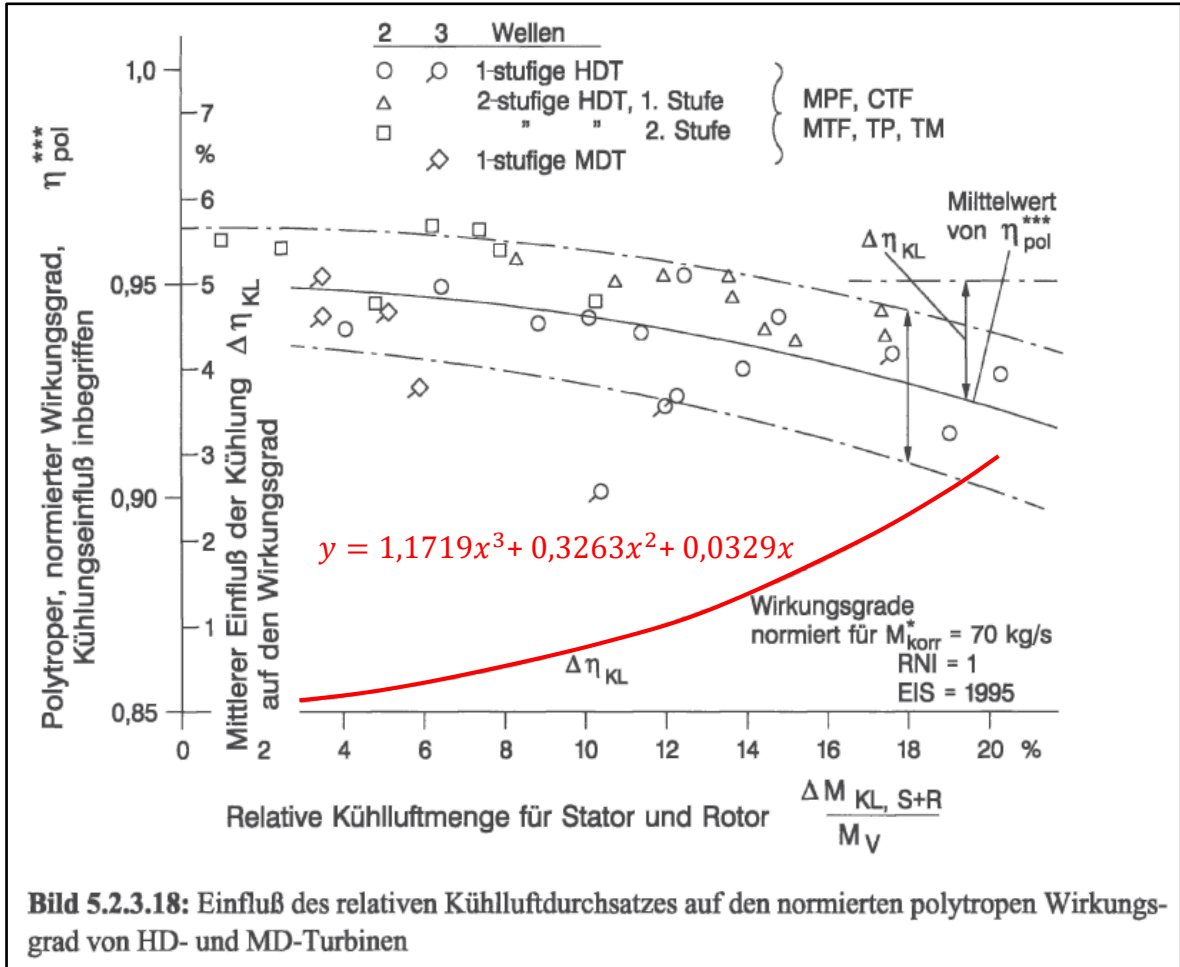


**Abb. A.3:** Korrelation nach [Gri04] – Einfluss der Größe bzw. des reduzierten Massenstroms auf den polytropen Wirkungsgrad von Turbinen

Basierend auf **Abb. A.3** gilt für Turbinen:

$$\eta_{pol,T}^{Größe} = 1 - \left( \frac{\dot{m}_{red,E}}{70} \right)^{-0,236} \cdot [1 - [\lambda \cdot (0,970 - 0,920) + 0,920]]$$





**Abb. A.4:** Korrelation nach [Gri04] – Einfluss des relativen Kühlluftmassenstroms auf den polytropen Wirkungsgrad von Turbinen

In Anlehnung an **Abb. A.4** gilt für den polytropen Wirkungsgrad von Turbinen  $\eta_{pol,T}$  sowie für das Wirkungsgraddefizit  $\Delta \eta_{pol}^{KL}$ :

$$\eta_{pol,T} = \eta_{pol,T}^{Größe} - \Delta \eta_{pol}^{KL}$$

$$\Delta \eta_{pol}^{KL} = 1,1719 \left( \frac{\dot{m}_{T,KL}}{\dot{m}_{T,E}} \right)^3 + 0,3263 \left( \frac{\dot{m}_{T,KL}}{\dot{m}_{T,E}} \right)^2 + 0,0329 \left( \frac{\dot{m}_{T,KL}}{\dot{m}_{T,E}} \right)$$

Abweichend von Abb. A.4 wird der Turbineneintrittsmassenstrom  $\dot{m}_{T,E}$  als Bezugswert für den Turbinenkühlluftmassenstrom  $\dot{m}_{T,KL}$  genutzt, denn nach [Gri04] gilt:

*„Bei großen relativen Kühlluftmengen, die vor einer betrachteten Turbinenstufe bereits entnommen wurden, müssen die relativen Kühlluftmengen [...] konsequenterweise auf den „restlichen“ Luftdurchsatz bzw. den vor dieser Stufe vorliegenden Gasdurchsatz bezogen werden.“* (Grieb, 2004, S. 247)

Außerdem beschreibt der Turbinenkühlluftmassenstrom  $\dot{m}_{T,KL}$  den Kühlluftmassenstrom für alle Stufen einer Turbine:

*„[...] die aus konkreten Triebwerken ermittelten Kühlluftmengen für Leitrad plus Laufrad der ersten und weiteren Stufen.“* (Grieb, 2004, S. 249)

Die zugrundeliegenden Daten zur Kalibrierung von  $\lambda$  an den Referenzzustand aus *PERFECT* (vgl. Anhang B) werden in der nachfolgenden Tabelle aufgeführt:

Komp.	$\dot{m}_{red,E}$ [kg/s]	$\dot{m}_{T,KL}/\dot{m}_{T,E}$ [%]	$\eta_{pol}^{Größe}$ [%]	$\Delta\eta_{pol}^{KL}$ [%]	$\eta_{pol}$ [%]	$\lambda$ [-]
Booster	37,3810	-	90,7859	-	90,7859	0,6072
HPC	17,1218	-	90,8205	-	90,8205	0,6833
HPT	2,4551	24,4464	91,7695	4,4665	87,3031	0,8534
LPT	10,7223	1,4955	92,5344	0,0569	92,4775	0,6410

## Anhang D – Grundlegender Aufbau eines Verdichterkennfelds auf Basis von [Brä15]

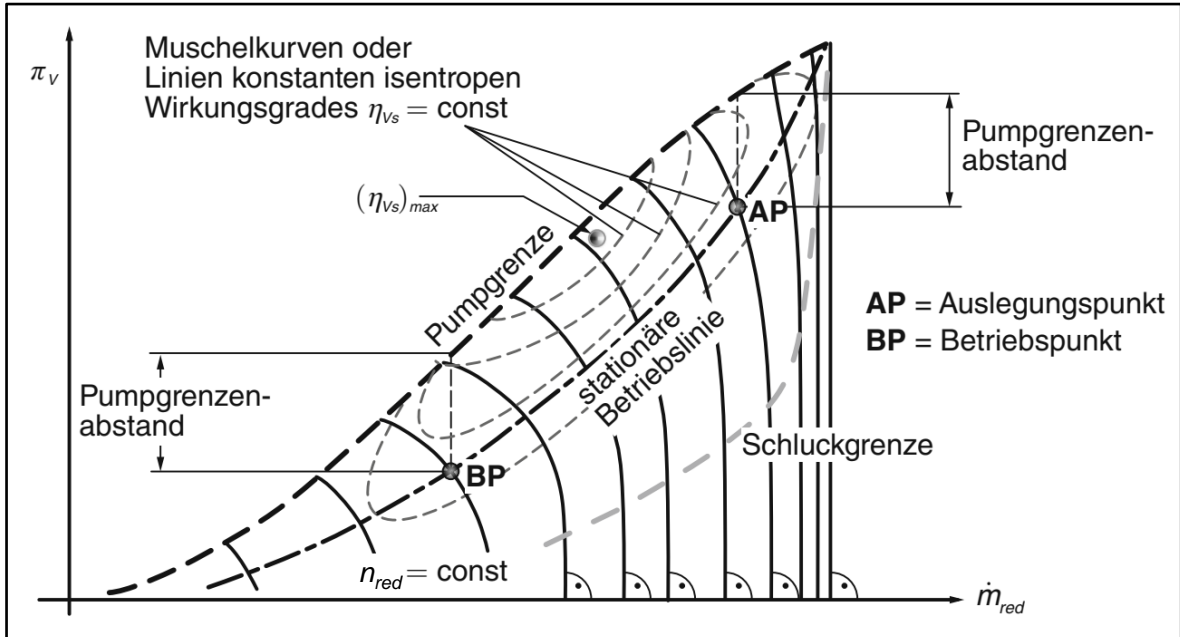


Abb. A.5: Musterkennfeld eines Axialverdichters

Um ähnliche Betriebspunkte von Verdichtern entkoppelt von den Umgebungsbedingungen betrachten zu können, werden Verdichterkennfelder genutzt. Die wesentlichen Ähnlichkeiten sind dabei die geometrische Ähnlichkeit sowie die Mach-Ähnlichkeit. Des Weiteren stellt die Reynolds-Ähnlichkeit eine wichtige Einflussgröße dar, welche jedoch im Rahmen dieser Erläuterung außen vorgelassen wird. Auf Basis der Mach-Ähnlichkeit der Verdichtereintrittsgrößen können die reduzierten Kennfeldgrößen des Verdichterkennfelds hergeleitet werden (reduzierter Massenstrom  $\dot{m}_{red}$  und reduzierte Drehzahl  $n_{red}$ ).

Im Rahmen dieser Arbeit werden die Kenngrößen im Verdichterkennfeld wie folgt berechnet:

$$\Pi_V = \frac{p_{t,A}}{p_{t,E}}$$

$$\dot{m}_{red} = \dot{m}_E \cdot \frac{101325 \text{ Pa}}{p_{t,E}} \cdot \sqrt{\frac{T_{t,E}}{288,15 \text{ K}}}$$

$$n_{red} = n \cdot \sqrt{\frac{288,15 \text{ K}}{T_{t,E}}}$$

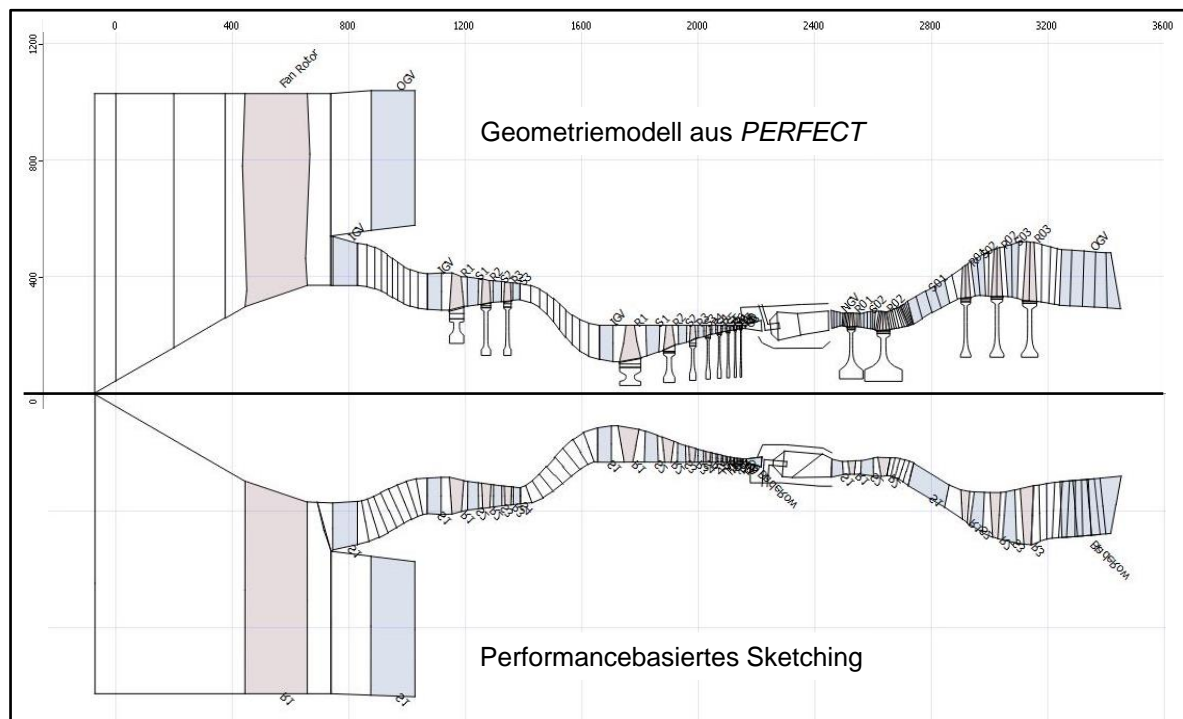
$$n_{red,rel} = \frac{n_{red}}{n_{red}@Design}$$

Wichtige Grenzen im Verdichterkennfeld stellen die Pump- und Schluckgrenze dar. Wenn bei der Drosselung des Verdichters die Strömung in allen Stufen abgerissen ist, erreicht der Verdichter seine Pumpgrenze, die aus Sicherheitsgründen im Betrieb nicht überschritten werden darf. Beim Verdichterpumpen expandiert die hinter dem Verdichter komprimierte Luft schlagartig mit Schallgeschwindigkeit in Richtung Verdichtereintritt. Anschließend baut der Verdichter erneut Druck auf und der Vorgang wiederholt sich periodisch mit niedriger Frequenz. Verdichterpumpen kann zur Beschädigung oder sogar zur Zerstörung des gesamten Verdichters führen.

Wird der Verdichter entdrosselt, so nähert sich der Betriebspunkt im Kennfeld der Schluckgrenze, welche eine Limitierung für den maximal möglichen Massendurchsatz darstellt. Beim Passieren der Schluckgrenze erreicht die Strömung in einer Stufe den Schallzustand und der Massenstrom blockiert.

**Anhang E – Performancebasiertes Sketching des PW1100G-JM-Modells aus *PERFECT* im Referenzzustand**

Station (gemäß Anhang A)	HqT [-]	Ma [-]	$r_{Tip}$ [m] (Kalibrierung)	$r_{Hub}$ [m] (Kalibrierung)	Ringfläche [m <sup>2</sup> ] (Kalibrierung)
2	0,2900	0,5893	1,0279	0,2981	3,0403
21	0,7185	0,2298	0,5148	0,3698	0,4027
22	0,7030	0,3628	0,4101	0,2883	0,2672
23	0,8535	0,3634	0,3768	0,3216	0,1211
24	0,5000	0,3427	0,2336	0,1168	0,1286
3	0,9525	0,2566	0,2337	0,2226	0,0159
4	0,7830	0,0624	0,2844	0,2227	0,0983
42	0,7812	0,2902	0,2796	0,2184	0,0957
45	0,7548	0,2014	0,3155	0,2382	0,1345
5	0,6097	0,3544	0,5177	0,3156	0,5291
7	0,6015	0,4124	0,4823	0,2901	0,4664
13	0,5551	0,4962	1,0383	0,5551	2,3433



**Abb. A.6:** oben: Geometriemodell des PW1100G-JM aus dem DLR-Projekt *PERFECT*  
 unten: Performancebasiertes Sketching des PW1100G-JM im Referenzzustand

Komponente	Parameter	Einheit	Design
Fan	$n_{St}$	-	1
	$\varnothing$	m	2,0558
Booster	$n_{St}$	-	3
	Vorleitrad	-	1
	$\bar{\varphi}$	-	0,4462
	$\bar{\Psi}_{ref}$	-	0,7709
	$\bar{\Psi}_{zul}$	-	0,81
HPC	$n_{St}$	-	8
	Vorleitrad	-	1
	$\bar{\varphi}$	-	0,3959
	$\bar{\Psi}_{ref}$	-	0,6791
	$\bar{\Psi}_{zul}$	-	0,72
HPT	$n_{St}$	-	2
	$\bar{\varphi}$	-	0,2455
	$\bar{\Psi}_{ref}$	-	2,0981
	$\bar{\Psi}_{zul}$	-	2,3
LPT	$n_{St}$	-	3
	$\bar{\varphi}$	-	0,4826
	$\bar{\Psi}_{ref}$	-	2,8589
	$\bar{\Psi}_{zul}$	-	3,2

**Anhang F – Gewichtsabschätzung nach *Klees & Fishbach* des PW1100G-JM-Modells aus  
*PERFECT* im metallischen Referenzzustand**

Komponente	Parameter	Einheit	Design
Fan	Werkstoff	-	Ti6242
	Dichte	kg/m <sup>3</sup>	4540
	Scheibenkorrelation	-	Titan Fan
	K <sub>V</sub> -Faktor Rotor	-	0,0535
	K <sub>V</sub> -Faktor Stator	-	0,469
	Gehäusewandstärke Kern	m	0,00346
	Gehäusewandstärke Nebenstrom	m	0,00461
	Gewicht	kg	1151,321
Kanal (Fan ↔ Booster)	Werkstoff	-	Ti6242
	Dichte	kg/m <sup>3</sup>	4540
	Wandstärke	m	0,00254
	Gewicht	kg	13,910
Booster	Werkstoff	-	Ti6242
	Dichte	kg/m <sup>3</sup>	4540
	Scheibenkorrelation	-	Titan
	K <sub>V</sub> -Faktor Rotor	-	0,12
	K <sub>V</sub> -Faktor Stator	-	0,12
	Gehäusewandstärke	m	0,008
	Gewicht	kg	105,770
Kanal (Booster ↔ HPC)	Werkstoff	-	Ti6242
	Dichte	kg/m <sup>3</sup>	4540
	Wandstärke	m	0,00254
	Gewicht	kg	10,693
HPC	Werkstoff	-	Inconel 718
	Dichte	kg/m <sup>3</sup>	8220
	Scheibenkorrelation	-	Stahl
	K <sub>V</sub> -Faktor Rotor	-	0,12
	K <sub>V</sub> -Faktor Stator	-	0,12
	Gehäusewandstärke	m	0,01
	Gewicht	kg	158,133

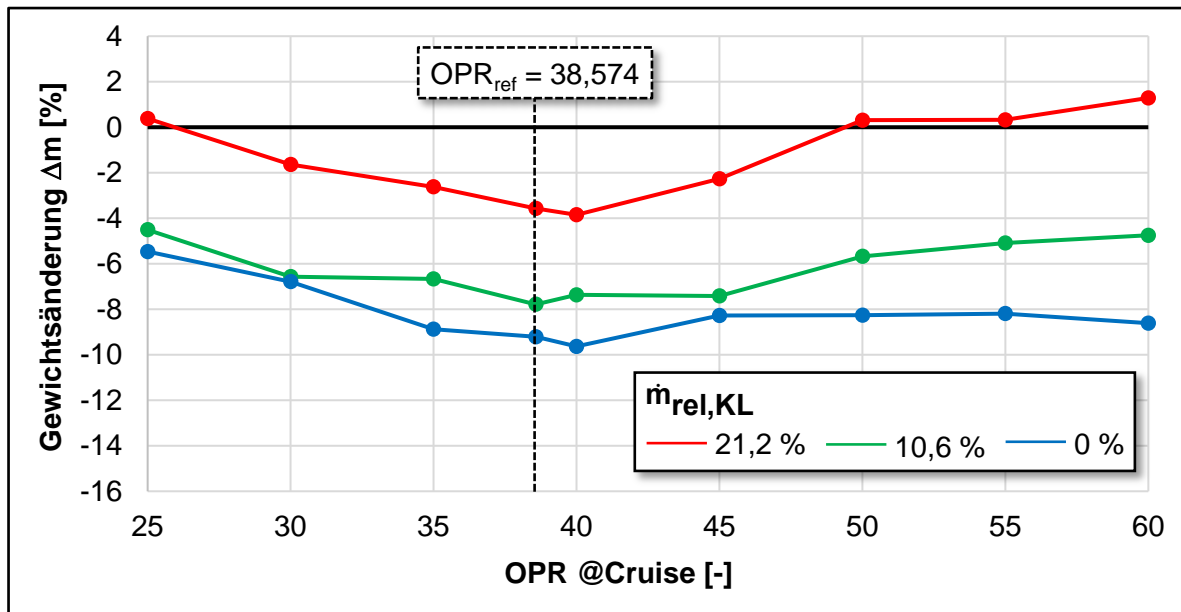
Brennkammer	Werkstoff	-	Inconel 718
	Dichte	kg/m <sup>3</sup>	8220
	Gehäusewandstärke	m	0,00254
	Gewicht	kg	33,544
HPT	Werkstoff	-	Inconel 718
	Dichte	kg/m <sup>3</sup>	8220
	Scheibenkorrelation	-	Stahl
	K <sub>V</sub> -Faktor Rotor	-	0,195
	K <sub>V</sub> -Faktor Stator	-	0,195
	Gehäusewandstärke	m	0,01
	Gewicht	kg	133,899
Kanal (HPT ↔ LPT)	Werkstoff	-	Inconel 718
	Dichte	kg/m <sup>3</sup>	8220
	Wandstärke	m	0,00254
	Gewicht	kg	4,926
LPT	Werkstoff	-	Ti6242
	Dichte	kg/m <sup>3</sup>	4540
	Scheibenkorrelation	-	Titan
	K <sub>V</sub> -Faktor Rotor	-	0,195
	K <sub>V</sub> -Faktor Stator	-	0,195
	Gehäusewandstärke	m	0,008
	Gewicht	kg	206,600
Kanal (LPT ↔ Düse)	Werkstoff	-	Ti6242
	Dichte	kg/m <sup>3</sup>	4540
	Wandstärke	m	0,00254
	Gewicht	kg	13,588
Rahmen Fan	Komponente	-	Fan
	Typ	-	doppelte Lagerung
	Gewicht	kg	425,316
Rahmen Verdichter	Komponente	-	Booster
	Typ	-	doppelte Lagerung Königswelle
	Gewicht	kg	165,067



# Anhang

Rahmen Brennkammer	Komponente	-	Brennkammer
	Typ	-	einfache Lagerung
	Gewicht	kg	17,810
Rahmen Turbinen	Komponente	-	HPT
	Gewicht	kg	51,642
Rahmen Abgasgehäuse	Komponente	-	Kanal (LPT ↔ Düse)
	Typ	-	einfache Lagerung
	Gewicht	kg	47,654
HD-Welle	Startkomponente	-	HPC
	rel. Pos. Startkomponente	-	0
	Endkomponente	-	HPT
	rel. Pos. Endkomponente	-	1
	Gewicht	kg	3,824
ND-Welle	Startkomponente	-	Booster
	rel. Pos. Startkomponente	-	0
	Endkomponente	-	LPT
	rel. Pos. Endkomponente	-	1
	Gewicht	kg	51,657
Getriebe gemäß [Ple83]	Antrieb	-	Fan
	Korrelation	-	Plencer
	i	-	3,0625
	Gewicht	kg	270,852
Triebwerk	Performancedaten Design-Point	-	Cruise (vgl. Anhang B)
	Performancedaten bei maximalen Bedingungen	-	TO-EoF (vgl. Anhang B)
	Geometriemodell	-	Sketching gemäß Anhang E
	Zubehör	kg	288,322
	Gesamtgewicht	kg	3154,528

## Anhang G – Sonstige Diagramme



**Abb. A.7:** Verlauf der CMC-basierten Gewichtsänderung aufgetragen über einer OPR-Variation für verschiedene relative Kühlluftentnahmen (Design-Studie /  $T_{t4,ref} = 1545 \text{ K}$ )